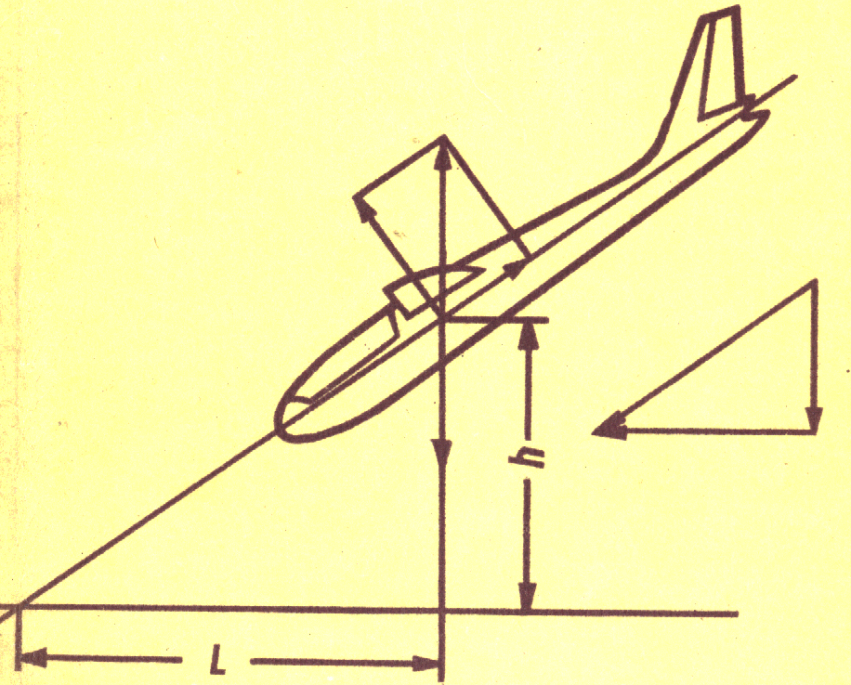
AEROKLUB PRL

MECHANIKA LOTU



SZKOLENIE SZYBOWCOWE

WYDAWNICTWA KOMUNIKACJI I ŁĄCZNOŚCI

Autorzy:
mgr inż. WIESŁAWA ŁANECKA-MAKARUK
dr inż. WIESŁAW ŁUCJANEK

Książka zawiera podstawowe wiadomości potrzebne do zrozumienia zagadnień związanych z lotem szybowca.

Książka, pierwsza z cyklu obejmującego całokształt wyszkolenia szybowcowego, przeznaczona jest dla kandydatów na pilotów szybowcowych i instruktorów szybowcowych zrzeszonych w aeroklubach PRL oraz dla członków drużyn lotniczych ZHP.

Okładkę projektował w ramach P.P. PSP
KRZYSZTOF RACINOWSKI

Redaktor
TERESA DRZAL

Redaktor techniczny
ANNA MONIŃSKA

Korektor
ANINA KUCHARSKA

WYDAWNICTWA KOMUNIKACJI i ŁĄCZNOŚCI — WARSZAWA 1966

Wydanie pierwsze. Nakład 5000+200 egz. Ark. wyd. 5. Ark. druk. 4. Oddano do składania 14.VIII.1965. Podpisano do druku w lutym 1966. Druk ukończono w lutym 1966. Papier rotograwiurowy kl. III 80 g, 70×100 z fabryki we Włocławku. Zam. P/148/65. K-4822. Cena zł 7,—

Zakł. Graf. „Tamka", zakł. nr 1, W-wa, ul. Tamka 3. Zam. 1478/65. E-95.

SPIS TREŚCI

Spis oznaczeń użytych w tekście 5
1. Przypomnienie niezbędnych wiadomości z trygonometrii i mechaniki 7
2. Kształty aerodynamiczne 17
3. Siły aerodynamiczne 23
4. Urządzenia aerodynamiczne 40
5. Biegunowa szybowca i lot ślizgowy 52
6. Zasięg szybowca 59
7. Obciążenie szybowca podczas startu i zakrętu 64
8. Lot na krytycznych kątach natarcia 71
9. Zjawiska związane z lotem w pobliżu prędkości dopuszczalnej 79
10. Stateczność i sterowność szybowca 84
Pytania kontrolne 92

SPIS WAŻNIEJSZYCH OZNACZEŃ UŻYTYCH W TEKŚCIE

A — środek aerodynamiczny,
b — rozpiętość płata,
b_l — odległość środków ciężkości lotek,
a, b — ramiona siły względem punktu,
C — środek ciężkości szybowca,
c — cięciwa profilu,
c — średnia cięciwa geometryczna
c_k — cięciwa na końcu skrzydła,
c_0 — cięciwa skrzydła przy kadłubie,
c_m — współczynnik momentu pochylającego,
c_x — współczynnik oporu,
c_{xi} — współczynnik oporu indukowanego,
c_{xint} — współczynnik oporu interferencyjnego,
$c_{x\min}$ — minimalny współczynnik oporu,
c_{xszk} — współczynnik oporu szkodliwego,
c_z — współczynnik wyporu (siły nośnej),
$c_{z\max}$ — maksymalny współczynnik siły nośnej,
D — doskonałość,
E — środek parcia,
g — przyspieszenie ziemskie. Grubość profilu,
H — wysokość lotu. Jako wskaźnik oznacza „pochodzący od usterzenia poziomego",
h — ramię siły względem punktu,
k — jako wskaźnik oznacza „pochodzący od kadłuba",
L — praca, zasięg. Moment przechylający szybowiec,
l, l_H — odległość środka aerodynamicznego usterzenia wysokości od środka ciężkości szybowca mierzona równolegle do cięciwy płata,
l_v — odległość środka aerodynamicznego usterzenia kierunku od środka ciężkości szybowca,
M — moment siły względem punktu,
M_0 — moment sił aerodynamicznych względem środka aerodynamicznego,
M_z — moment zawiasowy,
N — siła reakcji podłoża; moment odchylający szybowiec;
N_r — moment oporowy lotek,
n — współczynnik przeciążenia,
p — ciśnienie powietrza,
P_n — składowa siły nośnej prostopadła do cięciwy płata,
P_s — ciąg,
P_t — składowa siły nośnej równoległa do cięciwy płata,
P_x — siła oporu,

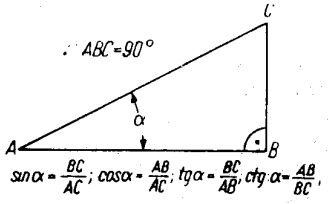
P_z — siła wyporu (nośna),
Q — ciężar szybowca,
R — wypadkowa siła aerodynamiczna; promień okręgu i promień korkociągu,
S — powierzchnia płata,
S_H — powierzchnia usterzenia wysokości,
S — jako wskaźnik oznacza „pochodzący od skrzydła".
T — siła tarcia,
t — czas,
v — prędkość ruchu [m/sek]
V — prędkość lotu [km/h],
V_{ek} — ekonomiczna prędkość lotu,
V_{max} — maksymalna prędkość lotu,
V_{min} — minimalna prędkość lotu,
V_{mz} — prędkość lotu odpowiadająca maksymalnemu zasięgowi,
V_{opt} — optymalna prędkość lotu,
V_s — prędkość lotu w zakręcie,
V_w — prędkość wiatru,
V_l — odległość środka aerodynamicznego usterzenia wysokości od środka ciężkości szybowca mierzona prostopadle do cięciwy płata,
w — prędkość opadania szybowca w locie ślizgowym,
x — odległość środka aerodynamicznego szybowca od środka ciężkości szybowca mierzona równolegle do cięciwy płata,
$x-x$ — oś podłużna szybowca,
$y-y$ — oś poprzeczna szybowca,
z — odległość środka aerodynamicznego szybowca od środka ciężkości szybowca mierzona prostopadle do cięciwy płata,
$z-z$ — oś pionowa szybowca,
α — (alfa) kąt natarcia,
α_{kr} — krytyczna kąt natarcia,
α_{zH} — kąt zaklinowania statecznika wysokości względem osi kadłuba,
β — (beta) kąt wychylenia steru,
γ — (gamma) kąt między linką ciągnącą szybowiec i poziomem,
δ, Δ — (delta) przyrost wielkości fizycznej (np. ΔQ oznacza przyrost ciężaru szybowca),
η — (eta) zbieżność skrzydeł,
φ — (fi) kąt przechylenia,
λ, Λ — (lambda) wydłużenie płata,
ν_x — (ni ze znaczkiem x) — kąt skosu skrzydła,
ν_z — (ni ze znaczkiem z) — kąt wzniosu skrzydła,
ψ — (psi) kąt odchylenia,
ϱ — (ro) gęstość (masa właściwa) powietrza,
ϑ — (teta) kąt toru w korkociągu,
Θ — (teta) kąt toru lotu (między kierunkiem prędkości lotu i poziomem).

1. PRZYPOMNIENIE NIEZBĘDNYCH WIADOMOŚCI Z TRYGONOMETRII I MECHANIKI

Rozdział ten poświęcony jest przypomnieniu tych wiadomości z trygonometrii i mechaniki, których znajomość jest niezbędna do zrozumienia materiału zawartego w rozdziałach następnych. Ponieważ będą tu przypominane rzeczy już Czytelnikowi znane, styl tego rozdziału będzie bardziej zwięzły niż w dalszej części książki, a wiadomości będą podawane w tzw. „telegraficznym skrócie".

FUNKCJE TRYGONOMETRYCZNE

Na rys. 1 jest przedstawiony trójkąt ABC, w którym kąt przy wierzchołku B jest prosty, tzn. jego wartość wynosi 90°, co zaznaczone zostało kropką przy łuku określającym kąt. Taki trójkąt, w którym jeden kąt jest prosty, nazywa się trójkątem prostokątnym.



Rys. 1
Określenie funkcji trygonometrycznych

Bok AC, który leży naprzeciw kąta prostego nazywa się przeciwprostokątną trójkąta, a boki AB i BC noszą nazwę przyprostokątnych. Aby je odróżnić, weźmy pod uwagę jeden z kątów ostrych trójkąta, np. kąt α przy wierzchołku A i wtedy przyprostokątną AB nazwiemy przyprostokątną przyległą do kąta α, a przyprostokątną BC nazwiemy przyprostokątną leżącą naprzeciw kąta α.

Jeżeli narysowalibyśmy inne trójkąty prostokątne, podobne do trójkąta ABC z rysunku 1, tzn. takie, których boki byłyby większe lub mniejsze niż w trójkącie ABC, ale kąty przy odpowiednich wierzchołkach byłyby w tych wszystkich trójkątach takie same, to zauważylibyśmy, że chociaż długości boków są różne, to stosunki odpowiednich boków są we wszystkich tych trójkątach takie same. Np. gdyby kąt $\alpha = 30°$, to we wszystkich narysowanych trókjątach przeciwprostokątna byłaby dwa razy dłuższa od przyprostokątnej leżącej naprzeciw kąta α, gdyby kąt $\alpha = 45°$, to obie przyprostokątne byłyby równe itd.

Energia jest to zdolność do wykonania pracy. Energię dzielimy na mechaniczną, elektryczną, cieplną, chemiczną itd. Energię mechaniczną dzielimy na kinetyczną i potencjalną.

Jeżeli prędkość poruszającego się ciała o masie m powiększy się od wartości V_1 do V_2, to przyrost energii kinetycznej E_k wyniesie

$$E_k = \frac{m}{2} \cdot (V_2^2 - V_1^2)$$

Jeżeli ciało o ciężarze Q podniesiemy z wysokości H_1 do H_2, to przyrost energii potencjalnej E_p ciała wyniesie

$$E_p = Q \cdot (H_2 - H_1)$$

Moc jest to stosunek ilości wykonanej pracy do czasu, w jakim została ona wykonana. Jednostką mocy jest 1 kGm/sek lub koń mechaniczny (KM), przy czym 1 KM = 75 kGm/sek. W elektrotechnice moc jest zwykle podawana w watach (W) lub w kilowatach (kW), przy czym 1 KM = 735,75 W.

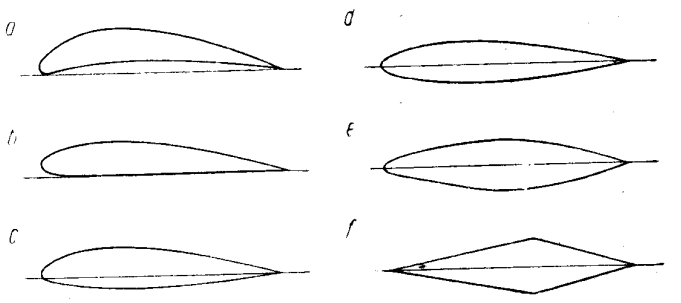
2. KSZTAŁTY AERODYNAMICZNE

GEOMETRIA PROFILÓW. KĄT NATARCIA

Aerodynamika zajmuje się siłami działającymi na ciała poruszające się w powietrzu. Najważniejszymi z nich są: siła nośna i siła oporu. Istnienie siły oporu każdy łatwo może stwierdzić sam, czy to biegnąc szybko pod wiatr, czy też jadąc motorem. Wiadomo również, że opór ciała poruszającego się w powietrzu zależy przede wszystkim od kształtu ciała.

Mechanizm powstawania oporu zależnego od kształtu ciała jest dokładnie wyjaśniony w następnym rozdziale. Obecnie powiemy tylko, że opór ciała jest tym większy, im więcej zawirowań tworzy się za ciałem podczas jego poruszania się w powietrzu.

Kształtami aerodynamicznymi nazywamy więc takie ciała opływowe, które poruszając się w powietrzu dają małe opory i duże wartości siły nośnej. Do kształtów takich zaliczamy przede wszystkim profile lotnicze. Jednym z podstawowych zadań aerodynamiki jest więc takie ukształtowa-



Rys. 17. Stosowane typy profilów lotniczych

nie profilów i skrzydeł, aby w danych warunkach lotu, tzn. dla określonej prędkości lotu i gęstości powietrza dawały one jak największy stosunek siły nośnej do siły oporu. Kształt profilów lotniczych w miarę rozwoju lotnictwa i osiągania przez samoloty coraz większych prędkości, ulega zasadniczym zmianom. Na rysunku 17 pokazano różne typy profilów lotniczych stosowanych w zakresie od małych prędkości (np. dla szybowców) aż do prędkości naddźwiękowych.

Rozróżniamy więc profile:

a — profil wklęsłowypukły używany dawniej w szybownictwie,

b — profil płaskowypukły,

c — profil dwuwypukły niesymetryczny, dla prędkości średnich, np. w samolotach sportowych,

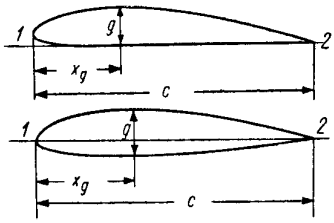
d — profil dwuwypukły symetryczny, używany głównie na usterzenia,

e — profil laminarny dla samolotów szybkich (charakteryzuje się tym, że największa jego grubość jest przesunięta do tyłu),

f — profil samolotów naddźwiękowych.

Mówiąc o profilach lotniczych, trzeba podać następujące, charakteryzujące je wielkości geometryczne.

1) **Cięciwa** profilu *c* (rys. 18) jest to odcinek charakteryzujący długość profilu, czyli szerokość płata. Jest to wielkość umowna, w przypadku profilów płasko- i wklęsłowypukłych jest ona prostą styczną do spodu



Rys. 18. Wielkości geometryczne charakteryzujące profile

profilu, w pozostałych przypadkach jest prostą łączącą dwa najbardziej odległe punkty profilu.

2) **Grubość** profilu *g* (rys. 18) jest to największa odległość, prostopadła do cięciwy między górnym i dolnym obrysem profilu. Mówiąc o grubości profilu zazwyczaj rozumiemy ją jako grubość procentową, tzn. stosunek maksymalnej grubości do cięciwy, podany w procentach: $g = \frac{g}{c} \cdot 100\%$. I tak profile cienkie mają grubość $g = 6 \div 8\%$, a grube — *g* powyżej 15%.

3) **Nosek** profilu na rysunku 18 zaznaczono jako punkt *1*, a **ostrze** — jako punkt *2*.

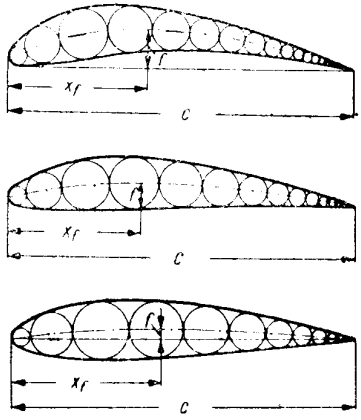
4) **Krawędź natarcia** skrzydła jest to linia łącząca noski profilów, prostopadła do płaszczyzny profilu. **Krawędź spływu** skrzydła jest to linia łącząca końcowe punkty profilu (ostrza), również prostopadła do płaszczyzny profilu.

5) **Linia szkieletowa** profilu lub krótko „szkieletowa" (na rys 19 zaznaczona linią przerywaną) jest to miejsce geometryczne środków kół wpisanych w profil.

6) **Strzałka** profilu *f* (rys. 19) jest to największa odległość linii szkieletowej od cięciwy profilu. Podajemy ją również zazwyczaj w procentach cięciwy: $f = \frac{f}{c} \cdot 100\%$.

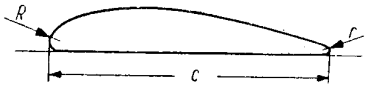
7) Miejsce położenia maksymalnej grubości X_g i strzałki X_f (ich odległość od krawędzi natarcia) podajemy także w procentach cięciwy i oznaczamy: $X_g = \frac{X_g}{c} \cdot 100\%$ oraz $X_f = \frac{X_f}{c} \cdot 100\%$ (wielkości X_g i X_f oznaczono na rysunku 18 i 19).

8) Promień zaokrąglenia noska R i ostrza r pokazane są na rysunku 20.



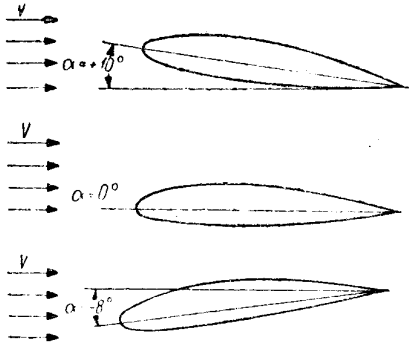
Rys 19. Wielkości geometryczne charakteryzujące profile

Jednym z najważniejszych pojęć w aerodynamice i mechanice lotu, które potrzebne są do omawiania większości zjawisk na szybowcach i samolotach, jest:



Rys. 20. Promienie zaokrąglenia profilu

9) **Kąt natarcia** profilu α. Jest to kąt zawarty między kierunkiem napływających strug powietrza a cięciwą profilu (rys. 21). Kąt natarcia jest

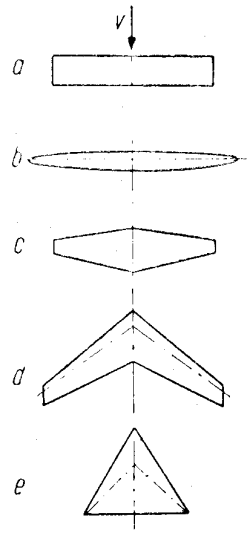


Rys. 21. Kąt natarcia profilu α

dodatni, gdy cięciwa profilu jest wzniesiona do góry w stosunku do kierunku prędkości, może być równy 0, gdy cięciwa pokrywa się z kierunkiem prędkości, i jest ujemny, gdy cięciwa jest opuszczona w dół w stosunku do kierunku prędkości.

Aby określić geometrycznie skrzydło samolotu lub szybowca, należy oprócz typu profilu podać dodatkowo następujące wielkości geometryczne:

— **obrys** skrzydła (widok skrzydła z góry). Na rysunku 22 pokazano kilka obrysów skrzydeł stosowanych w różnym zakresie prędkości lotu:



Rys. 22. Stosowane obrysy skrzydeł

a — skrzydło prostokątne przeznaczone do małych prędkości lotu,
b — skrzydło szybowca, które charakteryzuje się dużym wydłużeniem i obrysem eliptycznym,
c — skrzydło trapezowe stosowane najczęściej do samolotów sportowych,
d — skrzydło skośne — do samolotów latających z prędkością w pobliżu prędkości dźwięku,
e — skrzydło trójkątne zwane „deltą" — do samolotów latających z prędkością naddźwiękową;

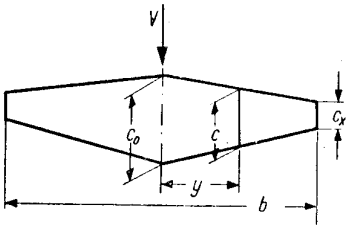
— **powierzchnię** skrzydła S,

— **rozpiętość** skrzydeł b (rys. 23),

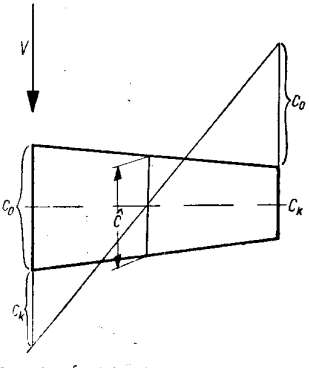
— **średnią cięciwę geometryczną** skrzydła $c = \frac{S}{b}$; dla skrzydła prostokątnego cięciwa nie zmienia się wzdłuż rozpiętości, czyli $c = c$, natomiast w przypadku skrzydła trapezowego sposób wyznaczania średniej cięciwy

geometrycznej wyjaśniono na rysunku 24. Dla innych obrysów wyznaczenie średniej cięciwy geometrycznej jest bardziej skomplikowane;

— **wydłużenie płata** Λ; dla skrzydeł prostokątnych wydłużenie równe jest stosunkowi rozpiętości do cięciwy: $\Lambda = \frac{b}{c}$, dla skrzydeł o innym dowolnym obrysie wydłużenie określamy jako $\Lambda = \frac{b^2}{S}$, gdzie S — po-



Rys. 23. Rozpiętość i cięciwy skrzydła



Rys. 24. Średnia cięciwa geometryczna

wierzchnia płata. Wzór ten otrzymaliśmy przez pomnożenie licznika i mianownika poprzedniego wzoru przez b: $\Lambda = \frac{b}{c} = \frac{b \cdot b}{c \cdot b} = \frac{b^2}{S}$,

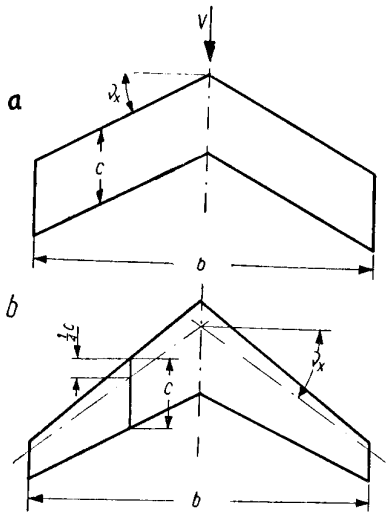
— **zbieżność** skrzydła $\eta = \frac{c_k}{c_0}$, gdzie c_k — cięciwa końcowa skrzydła, a c_0 — największa cięciwa przy kadłubie (rys. 23),

Rys. 25. Kąt wzniosu skrzydeł ν_z

— **kąt wzniosu** skrzydła ν_z (rys. 25) jest to kąt zawarty między płaszczyzną prostopadłą do osi symetrii płata i płaszczyzną cięciw,

— **kąt skosu** skrzydła ν_x (rys. 26 *a* i *b*) pokazuje kąt skosu skrzydła o jednakowej i zmiennej szerokości. Przy stałej szerokości płata (przypadek *a*) kąt skosu jest zawarty pomiędzy krawędzią natarcia a płaszczyzną prostopadłą do cięciwy środkowego profilu, natomiast w przypadku płata o zmiennej szerokości jest to kąt między prostą łączącą punkty na skrzydle leżące w odległości 1/4 cięciwy od krawędzi natarcia a tą samą płaszczyzną prostopadłą do cięciwy środkowego profilu (przypadek *b*),

— **zwichrzenie geometryczne** skrzydła charakteryzuje się tym, że cięciwy profilów w kolejnych przekrojach nie leżą w jednej płaszczyźnie.



Rys. 26. Kąt skosu ν_x skrzydła o jednakowej i zmiennej szerokości

Omówione wyżej parametry geometryczne są bardzo istotne, gdyż wpływają na tzw. „charakterystyki aerodynamiczne" (omówimy je dokładnie w następnym rozdziale). Charakterystyki te z kolei określają nam, „aerodynamiczność" zastosowanych kształtów na szybowcach i samolotach.

3. SIŁY AERODYNAMICZNE

Siłami aerodynamicznymi nazywamy siły i momenty działające na ciała poruszające się w powietrzu. Na podstawie licznych pomiarów okazało się, że wypadkowa siła aerodynamiczna działająca na ciało ustawione pod pewnym kątem do kierunku ruchu zależy od następujących czynników:

1) gęstości powietrza,
2) powierzchni ciała,
3) prędkości ruchu,
4) kształtu ciała i ustawienia go względem kierunku ruchu.

Wartość tej siły możemy następująco wyrazić wzorem:

$$R = \frac{1}{2} \varrho \cdot S \cdot v_2 \cdot c_R \qquad (1)$$

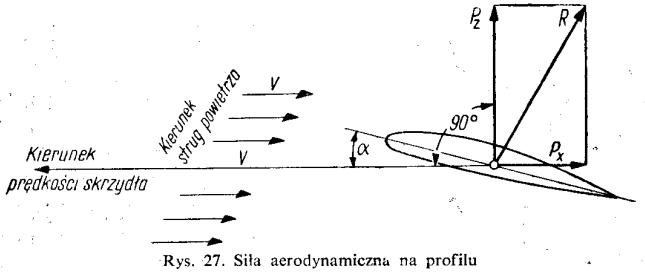
gdzie: R — wypadkowa siła aerodynamiczna [kG],

ϱ — gęstość powietrza $\left[\frac{\text{kG} \cdot \text{sek}^4}{\text{m}^4}\right]$,

S — powierzchnia poruszającego się ciała [m^2],

v — prędkość ruchu [m/sek],

c_R — bezwymiarowy współczynnik siły aerodynamicznej, zależny od kształtu ciała i jego ustawienia względem kierunku ruchu.



Rys. 27. Siła aerodynamiczna na profilu

Na rysunku 27 pokazano wartość wypadkowej siły aerodynamicznej działającej na profil szybowca. Otóż okazuje się, że siła ta działa pod pewnym kątem w stosunku do kierunku ruchu. Siłę tę możemy rozłożyć na 2 składowe: na równoległą do kierunku ruchu, którą oznaczamy P_x i nazywamy siłą oporu, oraz prostopadłą do tego kierunku — P_z, nazwaną siłą nośną.

Siły P_z i P_x wyraża się za pomocą analogicznych wzorów do wzoru na wypadkową siłę aerodynamiczną, a mianowicie:

$$P_z = \frac{1}{2} \varrho \cdot S \cdot v^2 \cdot c_z \tag{2}$$

$$P_x = \frac{1}{2} \varrho \cdot S \cdot v^2 \cdot c_x \tag{3}$$

gdzie c_z i c_x oznaczają odpowiednio bezwymiarowe współczynniki siły nośnej i siły oporu.

Przez analogię moment M od sił aerodynamicznych na skrzydle możemy wyrazić jako:

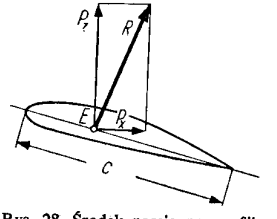
$$M = \frac{1}{2} \varrho \cdot S \cdot v^2 \cdot c \cdot c_m \tag{4}$$

gdzie: c — średnia cięciwa płata,

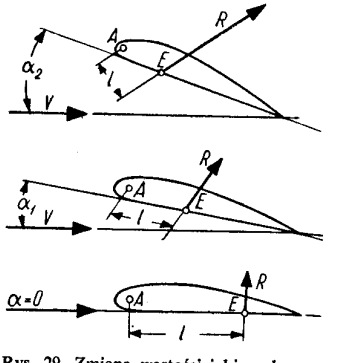
c_m — bezwymiarowy współczynnik momentu.

Zarówno siły, jak i bezwymiarowe współczynniki omówimy dalej.

Punkt przecięcia linii działania wypadkowej siły aerodynamicznej z cięciwą profilu nazywa się środkiem parcia (punkt E na rys. 28). Zwykle w tym punkcie umiejscawia się wypadkową siłę aerodynamiczną. Położenie środka parcia nie jest stałe, lecz zmienia się, mianowicie ze wzrostem kąta natarcia środek parcia przesuwa się do przodu. Na rysunku 29 pokazano przykładowo położenia środka parcia dla trzech kątów natarcia.



Rys. 28. Środek parcia na profilu

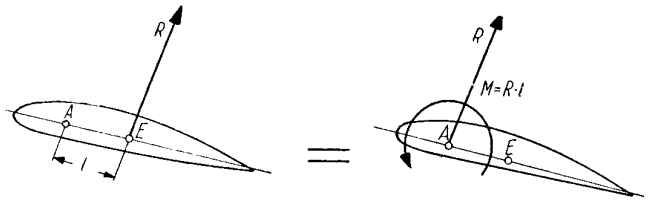


Rys. 29. Zmiana wartości i kierunku wypadkowej siły aerodynamicznej R w zależności od kąta natarcia

Ze wzrostem kąta natarcia przy stałej prędkości lotu wzrasta również (jak to zaznaczono na rys. 29) wypadkowa siła aerodynamiczna. Moment tej siły względem jakiegoś punktu w pobliżu noska profilu, np. punktu A na rysunku 29, jest równy iloczynowi siły R przez jej ramię l. Wiemy już, że ze wzrostem kąta natarcia siła aerodynamiczna R rośnie, a jej ramię l maleje. Można więc dobrać taki punkt na profilu, względem którego przy zmianach kąta natarcia ramię l wypadkowej siły aerodynamicznej zmaleje tyle razy, ile razy wzrośnie siła R, a więc moment $M = R \cdot l$ pozostanie niezmieniony. Całe rozumowanie jest oczywiście słuszne również przy

zmniejszaniu kąta natarcia. W takim przypadku ramię l będzie rosło, a wypadkowa siła aerodynamiczna R będzie malała. Punkt ten nosi nazwę środka aerodynamicznego i charakteryzuje się tym, że jego położenie w szerokim zakresie kątów natarcia jest stałe.

Ze względu na cechę niezmienności położenia, w punkcie tym często umiejscawia się wypadkową siłę aerodynamiczną. Aby przenieść wypadko-



Rys. 30. Położenie środka aerodynamicznego na profilu

wą siłę aerodynamiczną ze środka parcia do środka aerodynamicznego, należy (patrz rozdział 1) dodać odpowiedni moment, jak to ilustruje rysunek 30.

W spotykanych w praktyce profilach przy prędkościach lotu mniejszych od prędkości dźwięku środek aerodynamiczny znajduje się w przybliżeniu w 25% cięciwy profilu.

Przeprowadzone tu rozumowanie odnosi się tylko do stałej prędkości lotu. Wobec tego stałej wartości momentu będzie odpowiadała stała wartość współczynnika momentu określonego ze wzoru (4):

$$c_m = \frac{M}{1/2\varrho \cdot S \cdot v^2 \cdot c} \tag{5}$$

Środek aerodynamiczny profilu możemy zatem określić jako punkt, względem którego współczynnik momentu sił aerodynamicznych jest stały w użytkowym zakresie kątów natarcia, i oznaczamy go na rysunkach jako A.

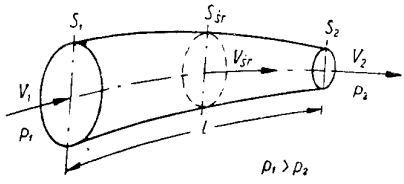
PRAWO BERNOULLIEGO

Aby wyjaśnić mechanizm powstawania sił działających na ciała poruszające się w powietrzu, musimy poznać podstawowe prawa rządzące przepływem powietrza.

W dalszych rozważaniach będziemy korzystali z zasady ciągłości ruchu ośrodka przepływającego oraz z prawa Bernoulliego. Obydwa te prawa odnoszą się zarówno do cieczy, jak i do gazów.

Na czym polega zasada ciągłości ruchu? Łatwo można ją zaobserwować np. przy przepływie wody przez kanał o różnych przekrojach poprzecznych (o różnych średnicach, rys. 31). Tam gdzie przekrój kanału S jest duży, prędkość przepływu wody v jest mała, natomiast im przekrój staje się

mniejszy, tym woda płynie szybciej. Wynika to stąd, że ta sama ilość wody musi w jednostce czasu przepłynąć zarówno przez duży, jak i mały przekrój kanału, gdyż nie ma ona gdzie się gromadzić. Jeżeli więc przekrój maleje od wartości S_1 do wartości S_2, to jednocześnie musi wzrosnąć



Rys. 31. Przepływ przez rurę o dwóch różnych przekrojach

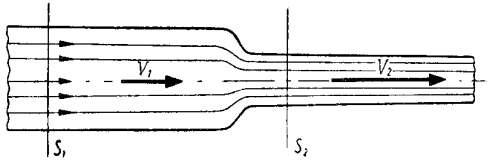
prędkość przepływu z v_1 na v_2. Mówimy, że prędkość wzrasta odwrotnie proporcjonalnie do przekroju, czyli prędkość wzrasta tyle razy, ile razy maleje przekrój. Zasadę ciągłości możemy napisać w postaci równania:

$$v_1 \cdot S_1 = v_2 \cdot S_2$$

lub

$$\frac{v_1}{v_2} = \frac{S_1}{S_2} \tag{6}$$

Dotychczas nic nie mówiliśmy o ciśnieniu podczas przepływu. Rozważmy przepływ powietrza przez kanał o długości l, o zmiennym przekroju, jak na rysunku 32 zakładając, że istnieją różne ciśnienia z prawej i lewej strony



Rys. 32. Przepływ przez rurę o zmiennym przekroju

kanału. Przepływ odbywa się w kierunku wskazanym na rysunku, tzn. od przekroju większego do mniejszego, z lewej strony do prawej. Zakładamy, że ciśnienie p_1 z lewej strony jest większe od ciśnienia p_2 z prawej strony kanału.

Średni przekrój kanału

$$S_{śr} = \frac{S_1 + S_2}{2}$$

Średnia prędkość przepływu

$$v_{śr} = \frac{v_1 + v_2}{2}$$

Jeżeli ciśnienie p_1 jest większe od p_2, to na przepływające powietrze działa średnia siła równa

$$(p_1 - p_2) \cdot S_{śr} = m \cdot a$$

gdzie: $S_{śr}$ — średni przekrój kanału [m^2],

m — masa przepływającego powietrza $\left[\frac{\text{kG sek}^2}{\text{m}}\right]$,

a — prześpieszenie działające na daną masę powietrza $\left[\frac{\text{m}}{\text{sek}^2}\right]$.

Masa przepływającego powietrza jest równa iloczynowi jego objętości V przez gęstość

$$m = V \cdot \varrho = S_{śr} \cdot \varrho \cdot l$$

Przyspieszenie jest to stosunek przyrostu prędkości $v_2 - v_1$ do czasu t, w jakim ten przyrost prędkości następuje

$$a = \frac{\Delta V}{t} = \frac{v_2 - v_1}{t}$$

Czas t równa się ilorazowi drogi przez średnią prędkość wzdłuż tej drogi

$$t = \frac{l}{v_{śr}} = \frac{l \cdot 2}{v_1 + v_2}$$

Wstawiając to do wyrażenia na przyspieszenie mamy:

$$a = v_2 - v_1 \frac{v_1 + v_2}{2l} = \frac{v_2^2 - v_1^2}{2l}$$

Podstawiając uzyskane wartości do wzoru na siłę mamy:

$$(p_1 - p_2) S_{śr} = S_{śr} \cdot l \cdot \varrho \cdot \frac{v_2^2 - v_1^2}{2l}$$

Upraszczając prawą stronę równania przez l i dzieląc równanie obu stronami przez $S_{śr}$ otrzymujemy:

$$p_1 - p_2 = \frac{\varrho \cdot v_2^2}{2} - \frac{\varrho \cdot v_1^2}{2}$$

Równanie to, zwane równaniem Bernoulliego, możemy napisać w następującej postaci:

$$p_1 + \frac{\varrho \cdot v_1^2}{2} = p_2 + \frac{\varrho \cdot v_2^2}{2} = \text{const} \qquad (7)$$

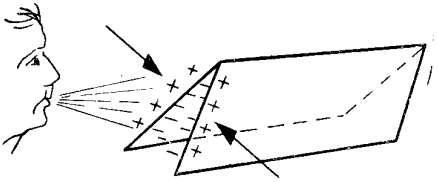
gdzie: p_1, p_2 — ciśnienie statyczne,

$\frac{\varrho \cdot v_1^2}{2}$, $\frac{\varrho \cdot v_2^2}{2}$ — ciśnienie dynamiczne lub ciśnienie prędkości.

Wprowadziliśmy więc bardzo ważne i potrzebne nam do dalszych rozważań prawo zwane równaniem Bernoulliego, które mówi, że suma ciśnień statycznego i dynamicznego wzdłuż strugi przepływającego powietrza ma wartość stałą. Oznacza ono, że jeśli w którymś miejscu strugi wzrasta

prędkość przepływającego gazu, to ciśnienie jego musi zmaleć i odwrotnie, gdy prędkość maleje, ciśnienie rośnie, gdyż suma ich według prawa Bernoulliego jest stała.

Każdy łatwo może sam sprawdzić prawo Bernoulliego robiąc następujące proste doświadczenie: wziąć 2 kartki papieru i dmuchnąć między nie z pewną prędkością. Wbrew temu, czego oczekujemy, kartki te zbliżą się do siebie. Znając prawo Bernoulliego łatwo możemy wytłumaczyć to zja-

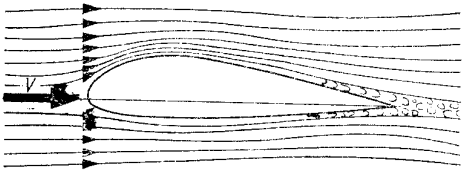


Rys. 33. Ilustracja prawa Bernoulliego

wisko. Ponieważ pomiędzy kartkami wzrosła prędkość przepływającego powietrza, to musiało zmaleć jego ciśnienie. Jednak ciśnienie na zewnątrz kartek nie zmieniło się; poprzednio ciśnienia na zewnątrz kartek i między nimi równoważyły się, obecnie ciśnienie zewnętrzne ma większą wartość, a więc dociska kartki do siebie (rys. 33).

MECHANIZM POWSTAWANIA SIŁY NOŚNEJ

Znając prawo Bernoulliego, łatwo możemy wyjaśnić, w jaki sposób powstają siły aerodynamiczne na skrzydle szybowca czy samolotu. Trzeba eszcze zdać sobie sprawę, że jest rzeczą obojętną, czy rozpatrujemy lot szybowca z prędkością v w nieruchomym powietrzu, czy też mówimy, że



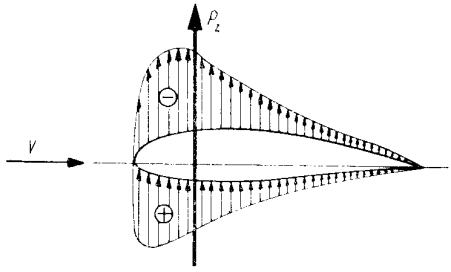
Rys. 34. Opływ dokoła niesymetrycznego profilu

szybowiec jest nieruchomy, a powietrze opływa go z prędkością v. Jeśli w obydwu przypadkach prędkość względna szybowca i powietrza jest taka sama, to zjawiska i siły występujące są identyczne.

Rozważmy więc skrzydło o wydłużeniu nieskończenie dużym, którego przekrojem poprzecznym jest niesymetryczny profil. Jak wygląda opływ powietrza dokoła takiego profilu, ilustruje rysunek 34. Widzimy, że cząstecz-

ki powietrza napływając na górną i dolną powierzchnię profilu mają do opłynięcia różne drogi. Cząsteczki opływające górną część profilu, której wypukłość jest większa, mają do przebycia dłuższą drogę niż cząsteczki opływające dolną powierzchnię profilu, gdzie profil jest prawie płaski. Gdyby prędkość górnych i dolnych cząstek powietrza była taka sama, to dolna struga powietrza dopłynęłaby szybciej do krawędzi spływu niż struga górna. Oznaczałoby to, że na górnej powierzchni profilu wytworzy się próżnia, co jest niemożliwe. Cząsteczki górne i dolne muszą spotkać się na krawędzi spływu w tym samym czasie, a to jest możliwe tylko wtedy, gdy cząsteczki górne mają większą prędkość od dolnych. Wiemy już jednak z prawa Bernoulliego, że zwiększeniu prędkości powietrza towarzyszy zmniejszenie jego ciśnienia i na odwrót, zmniejszonej prędkości towarzyszy zwiększenie ciśnienia. Oznacza to, że na górnej powierzchni profilu ciśnienie zmalało, a na dolnej wzrosło. W stosunku do ciśnienia otaczającego, na górnej powierzchni wytworzyło się podciśnienie, a na dolnej nadciśnienie powietrza.

Podciśnienie na górnej powierzchni jest przeciętnie dwukrotnie większe niż nadciśnienie na spodzie profilu. Różnica tych ciśnień daje siłę skiero-



Rys. 35. Wypadkowa siła nośna P_z

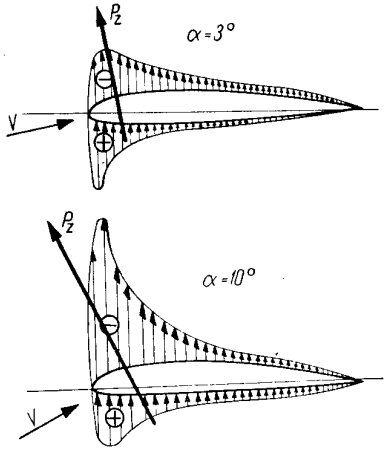
waną do góry o kierunku prostopadłym do niezakłóconego kierunku prędkości. Siłę te nazywamy siłą nośną i oznaczamy P_z (rys. 35).

Jeżeli rozważamy przepływ dokoła profilu symetrycznego ustawionego pod zerowym kątem natarcia, to oczywiście nie wystąpi tu ani różnica prędkości, ani ciśnień, a więc i siła nośna. Również każdy profil niesymetryczny możemy ustawić pod takim kątem natarcia w stosunku do prędkości, że siła nośna będzie równa zeru. Taki kąt natarcia profilu, dla którego siła nośna równa jest zeru, nazywamy **kątem zerowej siły nośnej**.

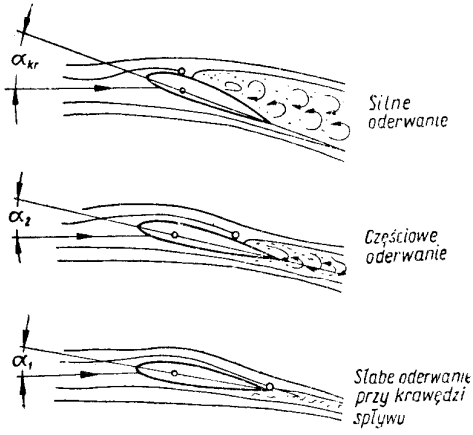
Jeżeli profil ustawimy w stosunku do kierunku napływającego powietrza pod dodatnim kątem natarcia, to różnice prędkości cząstek powietrza na górnej i dolnej powierzchni skrzydła jeszcze bardziej wzrosną. W związku z tym zwiększy się również podciśnienie i nadciśnienie, a więc wzrośnie i siła nośna P_z (rys. 36). Widać stąd, że siła nośna zależy od kąta natarcia profilu.

W zakresie małych kątów natarcia opływ dokoła profilu kształtuje się tak

jak opisano wyżej, tzn. cząsteczki powietrza rozdzielając się na nosku profilu opływają go i spotykają się na krawędzi spływu. Począwszy od pewnego kąta natarcia na górnej powierzchni profilu zaczyna pojawiać się



Rys. 36. Zależności rozkładu ciśnień, a tym samym i siły nośnej P_z od kąta natarcia α



Rys. 37. Opływ profilu przy krytycznym kącie natarcia α_{kr}

oderwanie strug powietrza, początek ich oderwania następuje na ostrej krawędzi spływu i w miarę wzrostu kąta przesuwa się do przodu profilu. Od tego momentu zwiększanie kąta natarcia daje już tylko nieznaczny wzrost siły nośnej i wreszcie począwszy od pewnego dużego kąta natarcia siła nośna zaczyna maleć. Oznacza to, że na górnej powierzchni profilu nastąpiło oderwanie strug. Kąt, przy którym siła nośna ma wartość maksymalną, nazywamy **krytycznym kątem natarcia** — α_{kr} (rys. 37).

Na wartość siły nośnej wpływają następujące czynniki:

1) kształt ciała i jego kąt natarcia,
2) powierzchnia ciała,
3) gęstość powietrza,
4) prędkość lotu.

Zależnie od wymienionych czynników siła nośna powstająca na skrzydle wyraża się następującym wzorem

$$P_z = \frac{1}{2} \varrho \cdot S \cdot V^2 \cdot c_z$$

gdzie: P_z — siła nośna [kG],

ϱ — gęstość powietrza $\left[\frac{\text{kG sek}^2}{\text{m}^4}\right]$,

S — powierzchnia skrzydła [m^2],

V — prędkość lotu [km/h],

c_z — bezwymiarowy współczynnik siły nośnej, który zależy od kształtu i kąta natarcia profilu, a który dokładnie omówimy w dalszej części tej pracy.

MECHANIZM POWSTAWANIA SIŁY OPORU

Powiedzieliśmy już, że każde ciało poruszające się w powietrzu lub innym ośrodku napotyka na opór. Wiemy również, że siła oporu jest siłą niekorzystną, która w przypadku samolotów i szybowców pogarsza ich właściwości lotne i osiągi. Przy projektowaniu szybowców i samolotów staramy się tak kształtować wszystkie czynniki mające wpływ na opór, aby wartość jego była jak najmniejsza. Ażeby to osiągnąć, musimy dokładnie poznać mechanizm powstawania oporu i wszystkie parametry, od których on zależy.

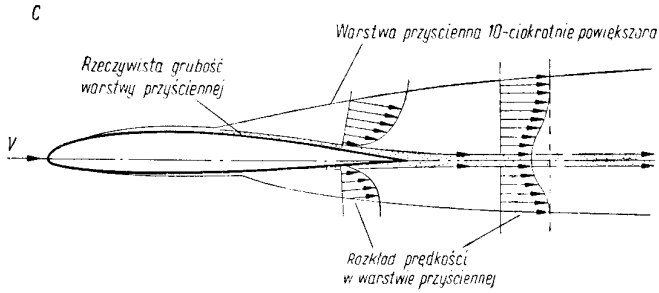
W rozdziale niniejszym omówimy powstawanie oporu skrzydła o wydłużeniu nieskończenie dużym. Opływ dokoła takiego skrzydła niczym się nie różni od opływu dokoła profilu (czyli przekroju poprzecznego tego skrzydła) i dlatego w dalszych rozważaniach będziemy rozpatrywali opór profilu. Wiadomo jednak, że skrzydła mają skończone wydłużenie, czy więc nasze rozważania będą słuszne? Otóż w rozdziale 5 dokładnie omówiono mechanizm powstawania dodatkowego oporu wynikającego ze skończonej rozpiętości płata (opór indukowany), jak również opory pozostałych części szybowców, takich jak kadłuba, usterzeń, podwozia (opór szkodliwy) oraz opór wynikający z wzajemnego oddziaływania poszczególnych elementów szybowca na siebie (opór interferencyjny). Wiadomo także, że oprócz wymienionych tu składników przy dużych prędkościach lotu powstaje opór falowy, ponieważ jednak w zakresie prędkości lotów szybowców on nie pojawia się, więc nie będziemy go omawiać.

Opór profilu zależy od kształtu oraz od stanu jego powierzchni. Wiadomo

z doświadczenia, że profil gruby ma większy opór od profilu cienkiego. Jeśli weźmiemy dwa profile o jednakowym kształcie, z których jeden ma gładką powierzchnię, a drugi chropowatą, to okaże się, że opór tego drugiego profilu, wskutek większego tarcia cząsteczek powietrza o powierzchnię, jest większy niż pierwszego. Na podstawie tych prostych porównań można stwierdzić, że opór profilu zależy od kształtu i tarcia profilu. Dlatego opory te nazywamy oporem kształtu i oporem tarcia.

Opór tarcia. Aby wyjaśnić mechanizm powstawania oporu tarcia, musimy zdać sobie sprawę z tego, że powietrze, tak jak wszystkie ciecze i gazy, ma pewną lepkość. Oczywiście, lepkość powietrza jest znacznie mniejsza od lepkości wody czy miodu, lecz na pewno istnieje. Powietrze ma więc zdolność przylegania w różnym stopniu do ciał, które opływa, zależnie od gładkości powierzchni tych ciał.

Jeżeli rozpatrzymy profil lotniczy opływany przez powietrze z prędkością v, to stwierdzimy, że wskutek lepkości cząsteczki powietrza stykające się bezpośrednio z powierzchnią profilu przyczepiają się do niej, czyli prędkość ich jest równa zeru. Dopiero cząsteczki znajdujące się w pewnej odległości od powierzchni profilu mają prędkość zbliżoną do prędkości przepływu niezakłóconego. W bezpośredniej bliskości powierzchni profilu powstaje więc cienka warstwa cząsteczek powietrza, w której prędkość zmienia się od zera do wartości prędkości przepływu. Warstwę tę nazywamy warstwą przyścienną. Grubość tej warstwy jest najmniejsza na krawędzi natarcia



Rys. 38. Rozkład prędkości w warstwie przyściennej na profilu

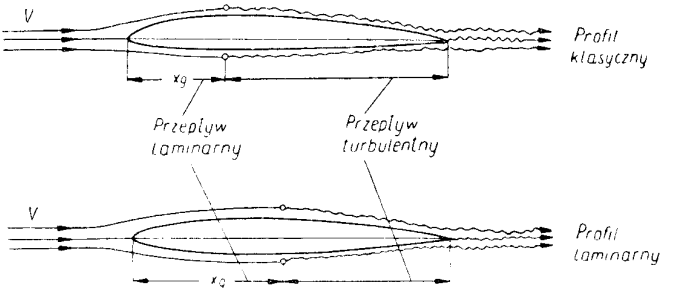
i rośnie w miarę schodzenia do krawędzi spływu, gdzie grubość jej dochodzi do kilku milimetrów. Rozkład prędkości w warstwie przyściennej i jej grubość pokazano na rysunku 38.

Charakter ruchu cząstek powietrza w warstwie przyściennej jest inny niż poza nią. Ponieważ prędkości sąsiednich cząstek powietrza różnią się między sobą, więc cząsteczki te trąc o siebie podlegają obrotowi i tworzą zawirowania dając siłę, którą nazwaliśmy oporem tarcia, skierowaną tak jak prędkość.

Okazało się, że ruch cząsteczek powietrza w warstwie przyściennej może mieć różny charakter. Jeśli powietrze płynie spokojnie w równoległych

warstwach dokoła profilu, to przepływ taki nazywamy **laminarnym**, a jeśli cząsteczki te poruszają się ruchem chaotycznym wzajemnie się krzyżując, to przepływ taki nazywamy **burzliwym** lub **turbulentnym**. W większości przypadków w przedniej części profilu od krawędzi natarcia aż do maksymalnej jego grubości ruch w warstwie przyściennej ma charakter laminarny, a w tylnej części burzliwy. Z doświadczenia wiadomo, że opór tarcia laminarnej warstwy przyściennej jest kilkakrotnie mniejszy niż warstwy turbulentnej.

Wykorzystując te właściwości opływu zastosowano w szybowcach i samolotach tzw. profile laminarne. Ich maksymalną grubość przesunięto bardziej do tyłu ($40 \div 50\%\ c$) w stosunku do profilów klasycznych ($20 \div 25\%\ c$) po to, aby na dłuższym odcinku profilu zachować przepływ laminarny i w ten sposób zmniejszyć opór tarcia (rys. 39). Należy zwrócić uwagę, że korzyści wynikające z zastosowania profili laminarnych są ogra-



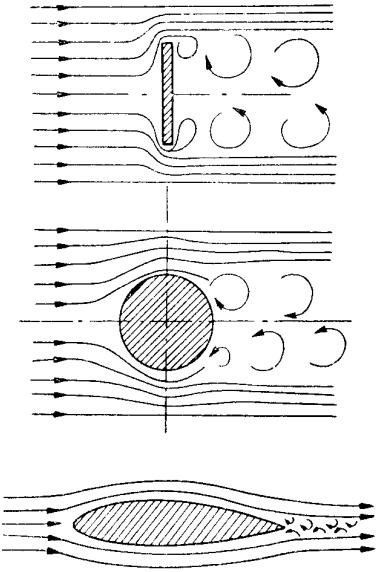
Rys. 39. Opływ dokoła profilu klasycznego i laminarnego

niczone koniecznością utrzymania powierzchni skrzydeł w stanie idealnej gładkości. Jakiekolwiek nierówności, chropowatości czy zanieczyszczenia, szczególnie w przedniej części profilu, przyśpieszają przejście od ruchu laminarnego do burzliwego w warstwie przyściennej, a więc zwiększają opór tarcia. Jednocześnie zaznaczyć należy, że oderwanie strug w laminarnej warstwie przyściennej następuje szybciej niż w warstwie turbulentnej, tak że stosowanie profilów laminarnych nie w każdych warunkach opłaca się.

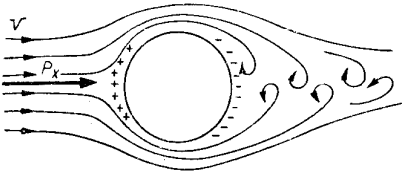
Opór kształtu. Opór kształtu ciała poruszającego się w jakimś ośrodku zależy od kształtu tego ciała, jego wielkości i położenia w stosunku do kierunku ruchu. Najprościej każdy może to sprawdzić sam, jeśli na przykład zanurzywszy się w głębokiej wodzie zechce szybko iść naprzód. Okaże się, że może on jedynie z trudem przepychać się do przodu, gdyż woda stawia mu duży opór. Natomiast doświadczony pływak ustawiając prawidłowo swoje ciało porusza się w wodzie bardzo szybko, nie męcząc się, gdyż natrafia na dużo mniejszy opór.

Podobnie jest z ciałami poruszającymi się w powietrzu. Przekonamy się o tym ustawiając w poprzek kierunku strug napływającego powietrza

płaską płytkę, kulę oraz profil lotniczy i obserwując, jak się kształtuje opływ dokoła nich i jakie siły oporu na nie działają (rys. 40). Z rysunku widzimy, że najbardziej zakłóca przepływ płytka, powoduje ona bowiem tak gwałtowną zmianę kierunku przepływających strug z tyłu za nią, że



Rys. 40. Opływ dokoła ciał o różnych kształtach geometrycznych

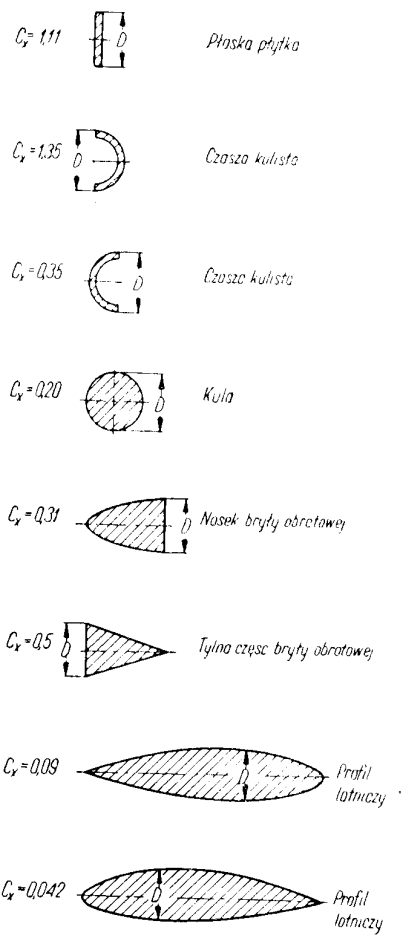


Rys. 41. Opływ dokoła walca

ulegają one oderwaniu i zawirowaniu. Strugi opływające kulę odrywają się dopiero za największą jej grubością, natomiast profil rozchyla tylko napływające strugi, nie powodując ich oderwania. Widać stąd, że ciała o kształtach opływowych poruszając się w powietrzu w niewielkim tylko stopniu zakłócają jego przepływ, nie powodując zawirowań.

Nie powiedzieliśmy jeszcze, skąd się bierze opór. Rozpatrzymy dla przykładu opływ dokoła walca (rys. 41). Powietrze napływające naciska na przednią powierzchnię walca, z tyłu walca tworzą się zawirowania powodujące oderwanie strug, wskutek tego ciśnienie tam obniża się. W stosunku

do ciśnienia przed walcem, za walcem występuje podciśnienie i ta różnica ciśnień działając na powierzchnię walca daje siłę skierowaną do tyłu, którą my nazywamy siłą oporu. Im więcej zawirowań tworzy się za walcem,



Rys. 42. Wartość współczynnika oporu c_x dla ciał o różnym kształcie

tym powstająca siła oporu jest większa. Stąd wniosek, że ciała o kształtach opływowych dające najmniejsze zakłócenia przepływu mają najmniejszy opór kształtu. Aby to zilustrować, na rysunku 42 podano wartości bezwymiarowego współczynnika oporu c_x kilku ciał o różnym kształcie, lecz o takim samym wymiarze poprzecznym D, który charakteryzuje ich siłę oporu. Wykazaliśmy więc, że różne ciała opływane z tą samą prędkością v

mają różne opory. Okazuje się, że nawet to samo ciało ustawione pod różnymi kątami w stosunku do kierunku napływającego powietrza daje różne opory. Jeśli rozpatrzymy profil lotniczy symetryczny, to najmniejszy opór daje on przy kącie natarcia równym zeru. Jeśli jego kąt natarcia zwiększymy, to opór profilu będzie rósł.

Podsumowując nasze wiadomości możemy powiedzieć, że siła oporu zależy od następujących czynników:

1) gęstości powietrza,
2) powierzchni opływanej,
3) kształtu i kąta ustawienia względem napływającego powietrza,
4) prędkości powietrza.

Siła oporu na skrzydle wyraża się następującym wzorem

$$P_x = \frac{1}{2} \varrho \cdot S \cdot V^2 \cdot c_x$$

gdzie: P_x — siła oporu [kG],

ϱ — gęstość powietrza $\left[\frac{\text{kG sek}^2}{\text{m}^4}\right]$,

S — powierzchnia skrzydła [m^2],

V — prędkość lotu [km/h],

c_x — bezwymiarowy współczynnik siły oporu zależny od kształtu oraz gładkości powierzchni i kąta natarcia α.

Z wzoru tego wynika, że im gęstość powietrza jest większa, tym i siła oporu rośnie. Łatwo to zrozumiemy, jeśli przyjmiemy, że gęstość powietrza charakteryzuje nam liczbę cząstek powietrza zawartą w 1 m^3 objętości. Przy ruchu skrzydła cząsteczki te stykając się z jego powierzchnią przeciwstawiają się jego ruchowi. Im gęstość powietrza jest większa (tzn. większa liczba cząsteczek zawarta jest w tej samej objętości), tym więcej cząstek zderza się ze skrzydłem i dlatego siła oporu jest większa, i odwrotnie, gdy gęstość maleje, mniej cząstek uderza o skrzydło, a więc opór skrzydła maleje.

Podobnie możemy wytłumaczyć zależność siły oporu od kwadratu prędkości lotu szybowca. Jeśli prędkość lotu zwiększymy np. dwukrotnie, to w jednostce czasu przeleci on dwa razy większą odległość, czyli zderzy się z dwukrotnie większą liczbą cząstek powietrza, ale i siła zderzenia z tymi cząstkami też wzrosła dwukrotnie, a więc opór powiększy się czterokrotnie, czyli wzrośnie do kwadratu prędkości lotu.

WSPÓŁCZYNNIKI OPORU I SIŁY NOŚNEJ I ICH ZALEŻNOŚĆ OD KĄTA NATARCIA

Omawiając siłę nośną i siłę oporu podaliśmy, że zależą one od bezwymiarowych współczynników c_z i c_x. Co to są te współczynniki i w jaki sposób je określić? Otóż korzystając z zasady, że siły aerodynamiczne zależą tylko

od ruchu względnego ciała względem powietrza, możemy pomierzyć te siły w tunelach aerodynamicznych.

Model badanego ciała zawieszamy w przestrzeni pomiarowej tunelu na specjalnej wadze i dmuchając na to ciało z określoną prędkością mierzymy siłę nośną i siłę oporu. Pomiary takie wykonujemy zmieniając kąt ustawienia ciała względem dmuchającego powietrza, czyli w przypadku dmuchań skrzydeł, dla całego interesującego nas zakresu kątów natarcia.

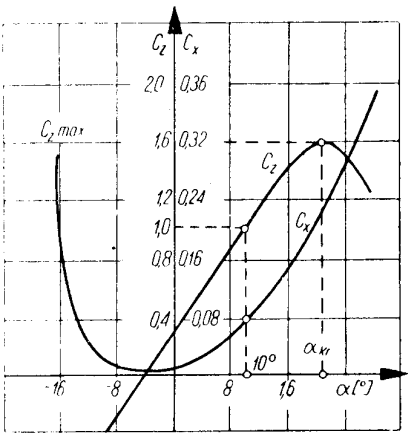
Mając pomierzone wartości siły nośnej i oporu, z wzorów na te siły obliczamy odpowiednie wartości współczynników c_z i c_x. Będą więc one wyrażały się następująco:

$$c_z = \frac{P_z}{\frac{1}{2}\varrho \cdot S \cdot v^2} \quad \text{i} \quad c_x = \frac{P_x}{\frac{1}{2}\varrho \cdot S \cdot v^2} \tag{8}$$

Wszystkie wartości potrzebne do obliczenia tych współczynników mamy dane, a mianowicie:

P_z i P_x — siły: nośna i oporu, zmierzone w tunelu,
S — powierzchnia odmuchiwanego ciała, możemy ją zmierzyć,
ϱ — gęstość powietrza,
v — prędkość dmuchającego powietrza.

Zależność współczynników c_z i c_x od kąta natarcia podaje się zazwyczaj w postaci wspólnego wykresu (rys. 43), na którym na osi poziomej umieszcza się kąty natarcia, a na osi pionowej — c_z i c_x. Z uwagi na to, że wartości



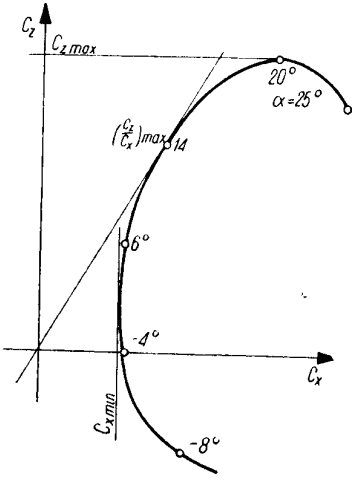
Rys. 43. Zależność współczynników c_z i c_x od kąta natarcia α

liczbowe c_z są znacznie większe od wartości c_x, stosuje się różne skale dla c_z i c_x. Na naszym wykresie skala dla współczynnika c_x jest pięciokrotnie większa niż dla c_z.

Zależności c_z i c_x od kąta natarcia dla każdego typu profilu są inne. Z wykresu widać, że zależność współczynnika siły nośnej c_z od kąta natarcia jest w dużym zakresie kątów natarcia linią prostą i wartość c_z rośnie wraz z kątem natarcia aż do wartości oznaczonej jako $c_{z\max}$, która odpowiada krytycznemu kątowi natarcia α_{kr}. Począwszy od tej wartości kąta współczynnik c_z maleje; związane jest to z oderwaniem strug na skrzydle. Punkt wykresu, w którym c_z jest równy zeru, odpowiada kątowi natarcia zerowej siły nośnej.

Współczynnik oporu c_x ma najmniejszą wartość, oznaczoną jako $c_{x\min}$, dla kąta natarcia bliskiego zeru; gdy kąt natarcia osiąga wartości większe — zarówno dodatnie, jak i ujemne — współczynnik ten wzrasta.

Często zależności powyższe przedstawiamy w postaci jednej krzywej zwanej biegunową profilu. Biegunową profilu możemy otrzymać z poprzednich dwóch wykresów w następujący sposób: na osi poziomej umieszczamy wartości współczynnika c_x, a na pionowej — współczynnika c_z. Z wykresów na rysunku 43 dla każdego kąta natarcia odczytujemy wartości c_z i c_x i umieszczamy je odpowiednio na wykresie w naszym układzie c_z i c_x. Otrzymana krzywa jest właśnie biegunową profilu. Na bie-



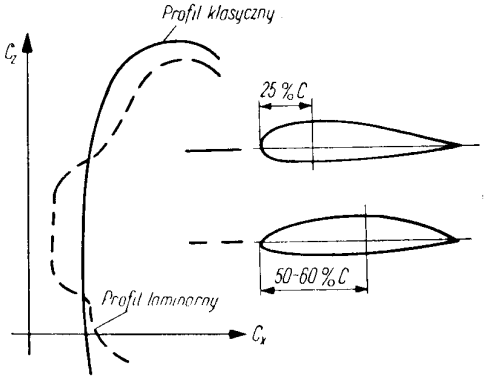
Rys. 44. Biegunowa profilu

gunowej tej zaznaczamy na każdym z naniesionych punktów wielkość odpowiadającego mu kąta natarcia (rys. 44). Na biegunowej łatwo możemy znaleźć następujące punkty charakteryzujące profil:

1) największą wartość współczynnika siły nośnej — $c_{z\max}$ i odpowiadający mu krytyczny kąt natarcia α_{kr}, który odczytujemy wprost na biegunowej; $c_{z\max}$ znajdujemy prowadząc równoległą do osi x styczną do biegunowej — punkt styczności określa nam $c_{z\max}$,

2) najmniejszą wartość współczynnika oporu $c_{x\,\min}$ i kąt mu odpowiadający; $c_{x\,\min}$ znajdziemy wystawiając równoległą do osi y, styczną do biegunowej — punkt styczności określa $c_{x\,\min}$,
3) największą doskonałość profilu, czyli największy stosunek współczynnika siły nośnej do współczynnika oporu — $\frac{c_z}{c_x}$; znajdziemy go wystawiając styczną do biegunowej przechodzącą przez początek układu współrzędnych — punkt styczności określa nam $\frac{c_z}{c_x}$.

Rozpatrując opór profilu mówiliśmy o profilach laminarnych, które mają mniejszy opór tarcia niż profile klasyczne. Na rysunku 45 pokazano biegunową takiego profilu i dla porównania — biegunową profilu klasycznego. Z wykresów widać, że profil laminarny ma mniejszy współczyn-



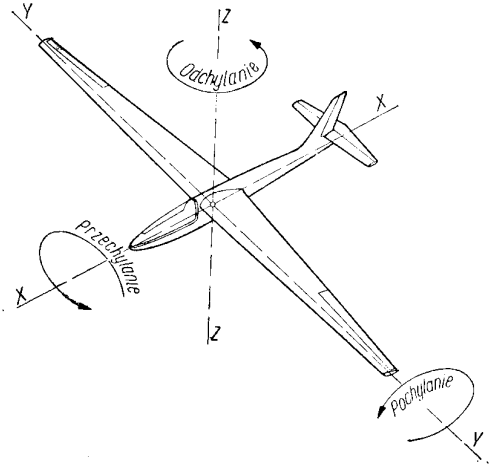
Rys. 45. Biegunowa profilu klasycznego i laminarnego

nik oporu, lecz tylko w małym zakresie kątów natarcia (charakterystyczna wypukłość biegunowej), natomiast przy dużych kątach natarcia opór profilu laminarnego jest nawet większy niż zwykłego profilu. Spowodowane to jest łatwiejszym odrywaniem się strug w przypadku przepływu laminarnego w warstwie przyściennej na dużych kątach natarcia.

4. URZĄDZENIA AERODYNAMICZNE

USTERZENIE SZYBOWCÓW

Szybowiec poruszając się w powietrzu może obracać się dokoła trzech osi, a mianowicie: podłużnej $x-x$, poprzecznej $y-y$ i pionowej $z-z$ (rys. 46). Obracając się dokoła osi poprzecznej szybowiec zmienia kąt pochylenia kadłuba względem ziemi, który jest jednocześnie kątem planowania szybowca względem linii horyzontu.



Rys. 46. Obrót szybowca wokół trzech osi

Obrót wokół osi podłużnej powoduje przechylenie szybowca, a obrót wokół osi pionowej daje zmianę kierunku lotu.

Do wykonywania przez szybowiec trzech wymienionych obrotów służą trzy następujące usterzenia:

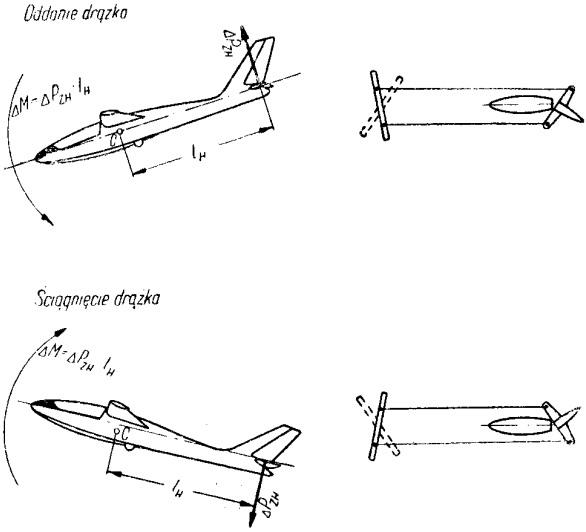
1) usterzenie wysokości — powodujące obrót wokół osi poprzecznej,
2) lotki — umożliwiające przechylenie szybowca wokół osi podłużnej,
3) usterzenie kierunku — odchylające szybowiec względem osi pionowej w prawo i w lewo.

Aby utrzymać równowagę szybowca wokół tych trzech osi, w czasie lotu należy jednocześnie we właściwy sposób wychylać wszystkie trzy stery. Rozpatrzmy, jak działają wszystkie wymienione stery szybowca.

DZIAŁANIE USTERZENIA WYSOKOŚCI

Usterzenie wysokości składa się ze statecznika i steru. Statecznik jest najczęściej sztywno zamocowany do tylnej części kadłuba i nie zmienia w czasie lotu swego położenia względem kadłuba. Ster jest zamocowany obrotowo do statecznika i pilot wychylając drążek sterowy „na siebie" i „od siebie" powoduje wychylenie steru do góry i do dołu. Ster niewychylony tworzy ze statecznikiem profil symetryczny. Wychylenie steru do dołu powoduje zwiększenie wysklepienia profilu, wychylenie do góry — zmniejszenie wysklepienia, a nawet prowadzi do wysklepienia ujemnego.

Dodatnie wysklepienie profilu daje zwiększenie siły nośnej, a ujemne — zmniejszenie siły nośnej. Wychylenie przez pilota drążka sterowego od



Rys. 47. Działanie steru wysokości szybowca

siebie, czyli „oddanie drążka", powoduje przyrost siły nośnej na usterzeniu o wielkości ΔP_H do góry. Siła ta względem środka ciężkości szybowca daje moment pochylający szybowiec na nos o wielkości $\Delta M = \Delta P_H \cdot l_H$. Powoduje to zmniejszenie kąta natarcia skrzydła, a więc

zwiększanie prędkości lotu. Wychylenie drążka na siebie, tzw. „ściągnięcie drążka", powoduje wychylenie steru wysokości do góry, zmniejszenie siły nośnej na usterzeniu o wielkość ΔP_H do dołu. Względem środka ciężkości szybowca powstaje moment: $\Delta M = -\Delta P_H \cdot l_H$ zadzierający nos szybowca. Powoduje to zwiększenie kąta natarcia skrzydeł, a więc zmniejszenie prędkości lotu. Działanie steru wysokości zilustrowano na rysunku 47.

Przekrojem poprzecznym usterzenia wysokości jest przeważnie profil symetryczny. Siła nośna na usterzeniu wyraża się wzorem analogicznym do wzoru na siłę nośną na skrzydle

$$P_{zH} = \frac{1}{2} \varrho \cdot S_H \cdot V_H^2 \cdot c_{zH}$$

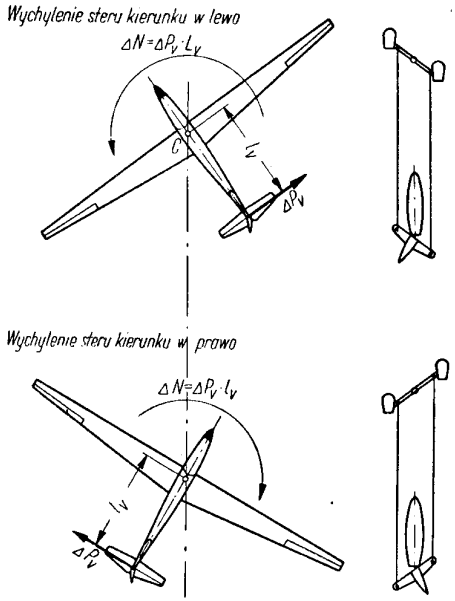
gdzie:

P_{zH} — siła nośna na usterzeniu wysokości,
S_H — powierzchnia usterzenia wysokości: statecznika i steru łącznie,
V_H — prędkość na usterzeniu wysokości,
c_{zH} — bezwymiarowy współczynnik siły nośnej usterzenia wysokości.

Nie wdając się w rozważania teoretyczne można powiedzieć, że siła nośna na usterzeniu wysokości oprócz gęstości powietrza, wielkości usterzenia (statecznika i steru) i jego prędkości zależy również od: kąta natarcia skrzydła α, kąta zaklinowania statecznika poziomego względem skrzydła α_{zH} oraz od kąta wychylenia steru wysokości β_H. Te ostatnie 3 czynniki zawarte są we współczynniku siły nośnej c_{zH} i wyrażają one kąt natarcia na usterzeniu wysokości.

DZIAŁANIE USTERZENIA KIERUNKU

Usterzenie kierunku składa się również z nieruchomego statecznika i obrotowo na nim zamocowanego steru. Statecznik kierunku stanowi najczęściej jedną całość z kadłubem szybowca. Pilot wychyla ster kierunku za pomocą pedałów, które osadzone są na tzw. orczyku. Otóż wdepnięcie lewej nogi spoczywającej na pedale powoduje wychylenie steru kierunkowego w lewo. Na usterzeniu kierunku powstaje siła ΔP_V, która względem środka ciężkości szybowca daje moment o wartości $\Delta N = \Delta P_V \cdot l_V$ odchylający szybowiec w lewo od poprzedniego kierunku. Podobnie wdepnięcie prawej nogi wychyla ster kierunku w prawo i wytwarza moment odchylający szybowiec w prawo. Działanie steru kierunkowego pokazano na rysunku 48.



Rys. 48. Działanie steru kierunkowego szybowca

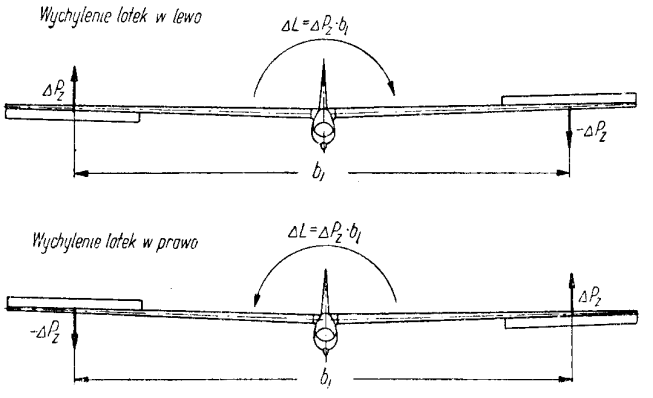
DZIAŁANIE LOTEK

Lotki szybowca umieszczone są w zewnętrznej partii skrzydeł przy krawędzi spływu. Są one obrotowo zamocowane do tylnej części skrzydła. Połączone są z drążkiem sterowym w kabinie pilota w ten sposób, że wychylenie drążka sterowego w lewo powoduje wychylenie do góry lotki na lewym skrzydle, a wychylenie drążka do dołu — lotki na prawym skrzydle. Lotka wychylona w dół wysklepia profil, a więc daje zwiększenie siły nośnej na prawym skrzydle o wielkość ΔP_z, lotka wychylona do góry zmniejsza wysklepienie profilu, co z kolei zmniejsza siłę nośną na lewym skrzydle o wielkość ΔP_z. Siły te dają moment przechylający szybowiec na lewe skrzydło.

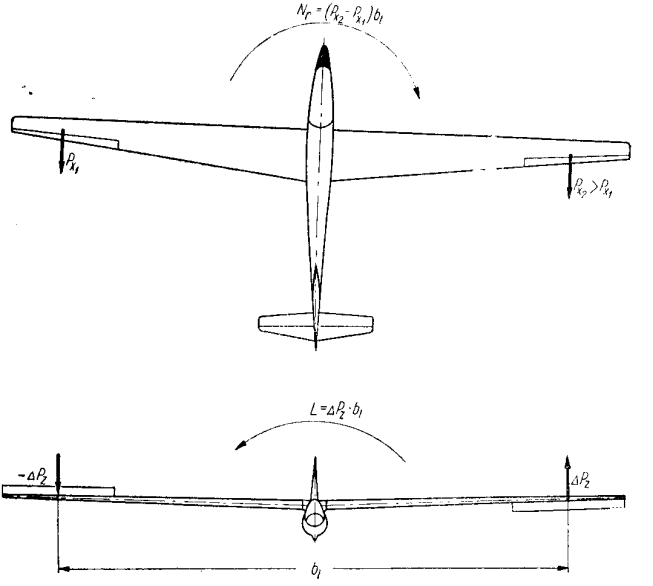
Oczywiście, wychylenie drążka sterowego w prawo powoduje wychylenie prawej lotki w górę, a lewej — w dół i w rezultacie powstaje moment przechylający szybowiec na prawe skrzydło. Wychylenie lotek daje więc moment przechylający szybowiec w tę stronę, w którą został wychylony drążek sterowy (rys. 49).

Jeżeli obydwie lotki wychylają się o jednakowy kąt (jedna w górę, druga w dół), to oprócz momentu przechylającego omówionego wyżej powstaje jeszcze dodatkowy moment niezamierzony, powodujący odchy-

lenie szybowca wokół osi pionowej, czyli moment kierunkowy. Skąd się on bierze? Okazuje się, że opór kształtu profilu niesymetrycznego jest większy, gdy wysklepienie profilu jest dodatnie niż w przypadku, gdy jest ono ujemne. Oznacza to, że lotka wychylona do dołu daje większy opór skrzydła niż lotka wychylona o ten sam kąt do góry na skrzydle przeciwnym. Ponadto powiedzieliśmy, że wychylenie lotki do dołu zwiększa



Rys. 49. Działanie lotek szybowca



Rys. 50. Powstawanie momentu oporowego lotek

siłę nośną — daje to również na tym skrzydle wzrost oporu indukowanego, zależnego od siły nośnej. Oznacza to, że skrzydło idące do góry z lotką wychyloną w dół ma większy opór niż skrzydło przeciwne. Powoduje to powstanie momentu kierunkowego odchylającego szybowiec w stronę przeciwną do przechylenia lotki (rys. 50). Moment ten nazwano momentem oporowym lotek. Jest to moment bardzo niekorzystny, gdyż np. podczas wykonywania zakrętu przeciwdziała on wprowadzeniu szybowca w zakręt.

Aby zlikwidować pojawienie się tego momentu, z reguły na szybowcach stosuje się tzw. różnicowe wychylenie lotek, tzn. tak konstruuje się układ sterowania lotkami, aby lotka idąca w dół wychylała się o mniejszy kąt niż lotka idąca do góry. Zapewnia to jednakowe opory obydwu skrzydeł i przechyleniu szybowca nie towarzyszy jego odchylenie kierunkowe.

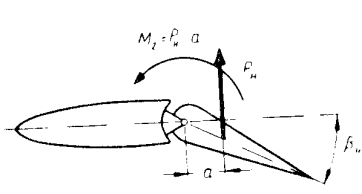
URZĄDZENIA ODCIĄŻAJĄCE UKŁAD STEROWANIA

Pilot wychylając poszczególne stery szybowca powoduje zmianę sił aerodynamicznych działających na nie. Siły te względem osi zawiasów steru dają tzw. **momenty zawiasowe.** Dla przykładu określono moment zawiasowy steru wysokości (rys. 51).

$$M_z = P_H \cdot a$$

gdzie: P_H — siła na sterze po wychyleniu go o kąt β_H,
a — odległość siły od osi zawiasów.

Tej wielkości moment zawiasowy musi pokonać pilot wychylając drążek sterowy. Wiemy, że siły aerodynamiczne działające na stery, zależą od

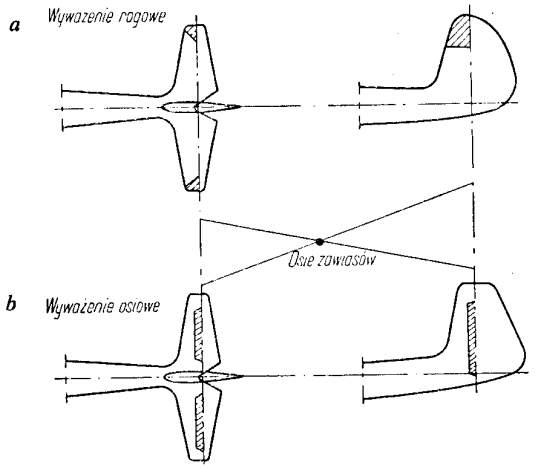


Rys. 51. Moment zawiasowy steru wysokości

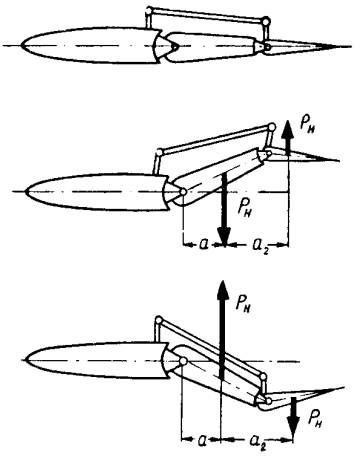
powierzchni sterów, kwadratu prędkości lotu oraz od kąta wychylenia steru. Jeśli te czynniki mają duże wartości, to siły aerodynamiczne, a więc i moment zawiasowy jest duży. Sterowanie szybowca podczas długotrwałego lotu byłoby w takim przypadku bardzo męczące dla pilota, gdyż musiałby on wywierać na stery duże siły. Zmniejszenie sił wywieranych przez pilota na stery można jedynie uzyskać drogą zmniejszenia momentu zawiasowego. Aby to osiągnąć, zastosowano na powierzchniach sterów tzw. kompensację lub **wyważenie aerodynamiczne.** Powszechnie stosowane są dwa rodzaje tego wyważenia:

1) wyważenie brzegowe, polegające na wysunięciu do przodu przed oś obrotu końcowej brzegowej części sterów,
2) wyważenie osiowe, polegające na wysunięciu przed oś obrotu powierzchni steru umieszczonej przy osi obrotu wzdłuż całej jego rozpiętości.

Przykłady tych kompensacji pokazano na rysunku 52*a* i *b*. Wysuwając przed oś obrotu część powierzchni sterów zmniejszamy ich moment zawiasowy, gdyż siła aerodynamiczna działająca na te powierzchnie



Rys. 52. Wyważenie sterów



Rys. 53. Działanie klapki odciążającej (flettner)

wysunięte do przodu daje moment przeciwny względem osi obrotu, przez co zmniejsza moment zawiasowy.

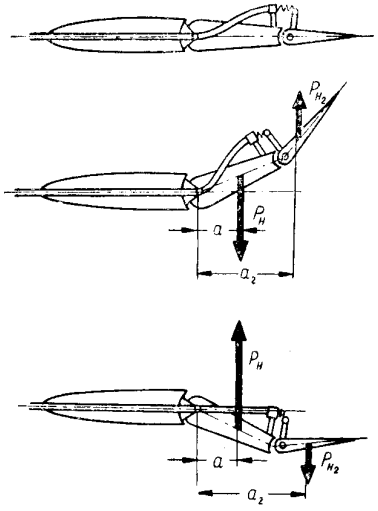
Oprócz wyważenia aerodynamicznego do odciążenia sterów stosuje się tzw. klapę odciążającą (flettner) lub klapkę wyważającą (trymer).

Na rysunku 53 pokazano położenie klapki odciążającej dla sterów: niewychylonego, wychylonego do góry i do dołu.

Klapka odciążająca (flettner) umieszczona na krawędzi spływu steru, jest na stałe połączona za pomocą popychacza z nieruchomym statecznikiem przy sterze wysokości i kierunku lub ze skrzydłem w przypadku lotki. Gdy ster wychylamy np. do góry, klapka jest zmuszona (wskutek mechanizmu łączącego) do wychylenia się w dół, i odwrotnie.

Moment siły aerodynamicznej działającej na klapkę względem osi obrotu steru ma kierunek przeciwny niż moment siły działającej na pozostałą powierzchnię steru, a więc powoduje zmniejszenie momentu zawiasowego steru.

Klapka wyważająca (trymer) wyglądem przypomina poprzednio opisaną, jednak zasada jej działania jest z założenia inna. Otóż wychylenia tej klapki są sterowane przez pilota za pośrednictwem cięgła tak, że pilot może wychylać ster i klapkę niezależnie, za pomocą odrębnych urządzeń.



Rys. 54. Działanie klapki wyważającej (trymer)

Za pomocą tej klapki pilot może albo częściowo, albo całkowicie zrównoważyć siłę, którą wywiera na drążek sterowy. Na rysunku 54 pokazano schemat działania tej klapki przy wychyleniu steru szybowca do góry i do dołu. Jeżeli pilot nie chce mieć żadnych sił na drążku sterowym przy pewnej prędkości lotu (określonej przez dane wychylenie steru), to wy-

chyla trymer o tyle do góry, aby moment siły P_{H_2}, jaką daje klapka względem osi zawiasów $M_2 = P_{H_2} \cdot a_2$ był równy, momentowi zawiasowemu steru $M_z = P_H \cdot a$.

Zaznaczyć należy, że ze względu na duże ułatwienie podczas pilotowania szybowca stosuje się na nich z reguły klapki wyważające typu trymer.

URZĄDZENIA POWIĘKSZAJĄCE SIŁĘ NOŚNĄ

Dążenie do ciągłego zwiększania prędkości lotu tak samolotów, jak i szybowców doprowadziło do stosowania coraz cieńszych profilów skrzydeł oraz do coraz większych obciążeń powierzchni skrzydeł $\frac{Q}{S}$. Profile cienkie odznaczają się wprawdzie małym oporem, ale są jednocześnie mało nośne, ich współczynniki c_z są mniejsze niż w profilach grubszych, silnie wysklepionych. Również ich maksymalny współczynnik siły nośnej $c_{z\,max}$ ma znacznie niższą wartość.

W szybownictwie zależy nam na dużych prędkościach przelotowych, lecz z drugiej strony musimy mieć możliwość latania na małych prędkościach podczas krążenia i lądowania. Wiadomo, że promień krążenia zależy od prędkości i chcąc wykorzystać małe obszary wznoszeń (małe kominy) należy krążyć z małym promieniem krążenia, a więc na małej prędkości.

W czasie lądowania zależy nam na małej prędkości zarówno ze względu na niebezpieczeństwo, jak i na skrócenie dobiegu.

Prędkość w locie poziomym, w którym siła nośna równoważy ciężar, możemy obliczyć ze wzoru:

$$P_z = Q = \frac{1}{2} \varrho \cdot S \cdot V^2 \cdot c_z \text{ a więc } V = \sqrt{\frac{2Q}{\varrho \cdot S c_z}}$$

$$V_{min} = \sqrt{\frac{2Q}{\varrho \cdot S c_{z\,max}}}$$

Prędkość lądowania różni się bardzo nieznacznie od prędkości minimalnej, a więc zależy również od $c_{z\,max}$.

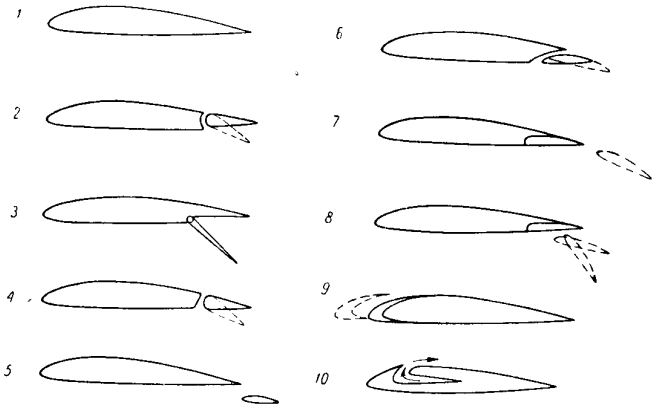
Stosowane w samolotach i szybowcach profile mają c_z wahający się w granicach 1,2÷1,5, który jest niewystarczający dla uzyskania dostatecznie małej prędkości lądowania.

Zastosowano więc na skrzydłach specjalne urządzenia, które umożliwiają znaczne zwiększenie współczynnika $c_{z\,max}$. Rozpatrzymy różne rodzaje tych urządzeń, zasady ich działania oraz charakter zmian krzywej c_z, w zależności od kąta natarcia skrzydła α wyposażonego w takie urządzenie. Działanie tych urządzeń opiera się na trzech następujących zasadach:

— zmianie profilu skrzydła na bardziej wysklepiony, a więc bardziej nośny,

— przeciwdziałaniu oderwaniu strug,
— zwiększeniu powierzchni skrzydeł.

Na skrzydle można zastosować kilka takich urządzeń jednocześnie. Do najczęściej spotykanych urządzeń zwiększających siłę nośną zaliczamy: klapy zwykłe, szczelinowe, krokodylowe, sloty, inaczej zwane skrzelami, oraz klapy wysuwane, tzw. poszerzacze. Klapy są to wychylane



Rys. 55. Różne typy urządzeń zwiększających siłę nośną

lub wysuwane części skrzydła umieszczone przy jego krawędzi spływu w partii wewnętrznej skrzydła. Na rysunku 55 pokazano przekrój skrzydła z różnymi typami klap oraz slotów. Omówimy je kolejno:

1 — skrzydło bez żadnych urządzeń,

2 — klapa zwykła — klapa ta wychyla się do dołu, przez co wysklepia profil skrzydła, a więc zwiększa wartość $c_{z\,max}$,

3 — klapa krokodylowa — wykonana jest jako część dolnej powierzchni skrzydła w pobliżu krawędzi spływu. Daje ona trochę większy współczynnik c_z niż klapa zwykła, lecz i dużo większy współczynnik oporu c_x, co przy lądowaniu jest bardzo korzystne,

4 — klapa szczelinowa — nie tylko zwiększa ona wysklepienie profilu skrzydła, lecz przy jej wychyleniu powstaje między tą klapą i skrzydłem specjalnie ukształtowana szczelina, przez którą na grzbiet klapy przepływa powietrze z dużą prędkością i zapobiega oderwaniu strug; $c_{z\,max}$ takiej klapy jest znacznie większe niż klapy zwykłej,

5 — klapa szczelinowa podwieszona — leży całkowicie poza obrysem skrzydła,

6 — klapa przesuwana — tylna część skrzydła wykonana jako klapa przesuwa się do tyłu powiększając wielkość powierzchni nośnej skrzydła, przez co zmniejsza prędkość (patrz wzór na V_{min}),

7 — klapa przesuwno-obrotowa — klapa ta nie tylko przesuwa się do tyłu, lecz również wychyla się do dołu. Zwiększa więc powierzchnię skrzydła i jednocześnie wysklepia profil,

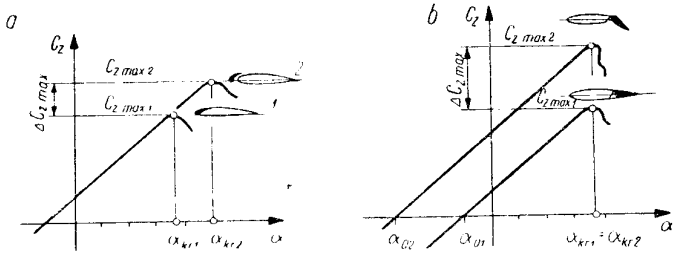
8 — klapa będąca połączeniem klapy *5* i *7* — nie tylko zwiększa powierzchnię skrzydła i wysklepia profil, lecz opóźnia oderwanie strug przez specjalnie ukształtowaną szczelinę,

9 — sloty — wykonane w postaci dodatkowego profilu, który stanowi przednią część skrzydła i przylega ściśle do niego. Sloty mogą wysuwać się do przodu, tak jak to pokazano na rysunku linią przerywaną. Przy wysunięciu slotów między nimi a skrzydłem powstaje odpowiednio ukształtowana szczelina. Powietrze przepływające zwiększa tam swą prędkość i przesuwa punkt oderwania strug do tyłu profilu, przez co oderwanie to zachodzi na większych kątach natarcia,

10 — wydmuchiwanie powietrza ze skrzydeł przez wąskie szczeliny na górnej jego powierzchni. Powoduje to zwiększenie prędkości strug powietrza na skrzydle, a więc podobnie jak przy slotach, przesunięcie punktu oderwania do tyłu, czyli na większe kąty natarcia.

Oczywiście, stosując różne kombinacje klap w połączeniu ze slotami można uzyskać bardzo duży wzrost współczynnika $c_{z\,max}$. Może to być np. klapa dwuszczelinowa (rys. 56) lub klapa dwuszczelinowa ze slotem itp.

Rys. 56. Klapa dwuszczelinowa



Rys. 57. Wpływ slotów i klap na wielkość $c_{z\,max}$ i α_{kr}

Wpływ slotów i klap na zmianę współczynnika $c_{z\,max}$ i α_{kr} obrazuje rysunek 57*a* i *b*. Widać stąd, że przy wysunięciu slotu wzrasta zarówno $c_{z\,max}$, jak i krytyczny kąt natarcia α_{kr} przesuwa się na większe wartości.

Wychylenie klapy zwiększa natomiast $c_{z\,max}$ nie zmieniając położenia krytycznego kąta natarcia α_{kr}. Zwiększa się również zakres kątów na-

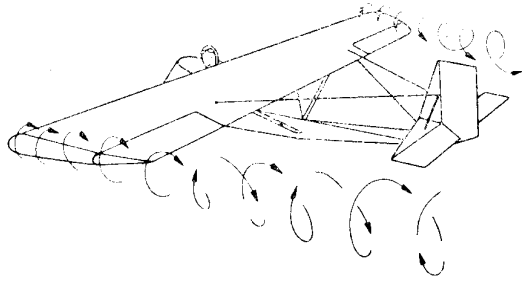
tarcia, dla którego zachowany jest przepływ bez oderwania. Dla skrzydła bez wychylonej klapy zakres ten mieścił się w granicach α_{o1} do α_{kr}, a po wychyleniu klapy — od α_{o2} do α_{kr}.

Najprostsze spośród wymienionych tu urządzeń są wszelkiego rodzaju klapy, gdyż sloty zwiększające znacznie krytyczny kąt natarcia wymagają zastosowania wysokiego podwozia ze względu na lądowanie na 3 punkty, natomiast wszelkie poszerzacze są trudne konstrukcyjnie do rozwiązania. Dlatego w szybowcach najczęściej są stosowane klapy szczelinowe, które są optymalnym rozwiązaniem tych urządzeń.

5. BIEGUNOWA SZYBOWCA I LOT ŚLIZGOWY

BIEGUNOWA SKRZYDŁA

W rozdziale 3 została omówiona biegunowa profilu. Opływ skrzydła szybowca tylko wtedy jest taki sam jak opływ profilu, gdy skrzydło ma bardzo dużą rozpiętość. W rzeczywistych konstrukcjach szybowców rozpiętość skrzydeł jest jednak ograniczona. Fakt ten powoduje, że na skutek różnicy ciśnień pod i nad płatem pojawia się dodatkowa cyrkulacja powietrza po bokach skrzydła. Kierunek tej cyrkulacji zaznaczony jest na rysunku 58. W wyniku tego dodatkowego opływu płata występuje dodatkowa składowa prędkości prosotopadła do płaszczyzny symetrii



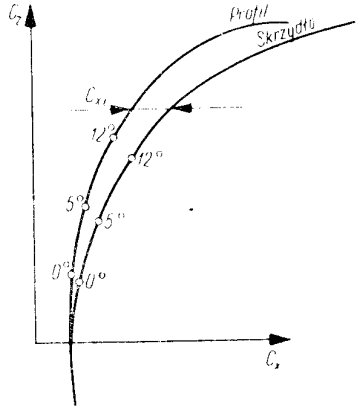
Rys. 58. Powstawanie oporu indukowanego na płacie

szybowca, przy czym kierunek tej prędkości na dolnej powierzchni skrzydeł jest „od kadłuba do końca skrzydeł", a na górnej powierzchni na odwrót: „od końców skrzydeł ku kadłubowi". W rezultacie wypadkowa prędkość opływu skrzydeł jest skierowana tak, że nad płatem jej kierunek jest „skośny ku kadłubowi", a pod skrzydłem „skośny od kadłuba". Skośny opływ płata powoduje, że opór skrzydła jest większy niż opór profilu. Dodatkowy opływ istnieje tylko wtedy, gdy na płacie istnieje siła nośna, tylko wtedy bowiem występuje różnica ciśnień pod i nad płatem, która jest źródłem powstania dodatkowej cyrkulacji.

Wpływ dodatkowej cyrkulacji na opór zależy ponadto od wydłużenia płata Λ, tzn. stosunku rozpiętości płata do jego cięciwy (patrz rozdz. 2), a także od obrysu płata.

Dodatkowy opór wywołany rozpatrywanym zjawiskiem nosi nazwę oporu indukowanego (wzbudzonego). Współczynnik tego oporu c_{xi} jest tym większy, im większy jest współczynnik siły nośnej c_z na płacie, oraz tym mniejszy, im większe jest wydłużenie płata. Wśród płatów o tym samym wydłużeniu najmniejszą wartość współczynnika c_{xi} ma płat o obrysie eliptycznym, a największą — płat o obrysie prostokątnym.

Istnienie dodatkowej cyrkulacji na płacie nie wpływa w sposób istotny na wartość siły nośnej, w związku z czym biegunowa płata różni się od



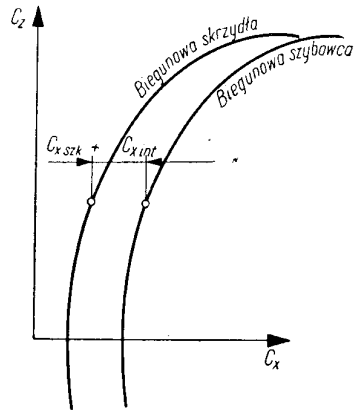
Rys. 59 Biegunowa profilu i skrzydła

biegunowej profilu tym, że współczynnik oporu jest większy o wartość oporu indukowanego. Na rysunku 59 pokazane są schematycznie obie biegunowe. Na rysunku tym uwidoczniona jest również zmiana kąta natarcia, gdyż dodatkowa cyrkulacja na płacie wpływa też na powiększenie rzeczywistego kąta natarcia.

BIEGUNOWA SZYBOWCA

Biegunowa szybowca jest to wykres obrazujący zależność między współczynnikami wyporu c_z i oporu c_x dla całego szybowca a kątami natarcia. Współczynnik wyporu c_z całego szybowca jest w przybliżeniu równy temu współczynnikowi występującemu na skrzydle, bo właśnie skrzydło odgrywa najistotniejszą rolę w procesie wytwarzania siły nośnej, natomiast współczynnik wyporu całego szybowca c_x jest zawsze większy od współczynnika oporu samego skrzydła o wartość tzw. oporu szkodliwego, tzn. oporu wszystkich pozostałych, poza skrzydłem, elementów konstrukcyjnych szybowca, jak kadłub, usterzenie, podwozie (jeżeli nie jest chowane), hamulce aerodynamiczne itp. Istotną rolę w zwiększaniu współczynnika oporu całego szybowca odgrywa też obecność różnych

szczelin, np. przy lotkach, klapach i sterach, a także tzw. opór interferencyjny. Opór ten wynika stąd, że np. obecność kadłuba zmienia opływ na skrzydle i na odwrót. W rezultacie, jak wykazują pomiary tunelowe,



Rys. 60. Biegunowa skrzydła i biegunowa szybowca

np. opór układu kadłub—skrzydło jest większy niż suma oporów skrzydła i kadłuba, odmuchiwanych oddzielnie.

Biegunowa całego szybowca różni się tym od biegunowej skrzydła, że współczynnik oporu całego szybowca jest większy od współczynnika oporu skrzydła o wartość oporu szkodliwego c_{xszk} i interferencyjnego $c_{x\,int}$. Na rysunku 60 przedstawione są obie omawiane biegunowe.

LOT ŚLIZGOWY

Na rysunku 61 przedstawiona jest sylwetka szybowca znajdującego się w ustalonym locie ślizgowym z zaznaczonymi na niej głównymi siłami działającymi na środek ciężkości szybowca*).

Aby szybowiec pozostał w równowadze, wypadkowa siła aerodynamiczna R musi być równa ciężarowi szybowca Q, co prowadzi do następujących dwóch równań równowagi:

$$P_z = Q \cdot \cos \Theta \; ; \quad P_x = Q \cdot \sin \Theta \, , \tag{9}$$

gdzie Θ jest kątem toru lotu szybowca, tzn. kątem nachylenia do poziomu wektora oznaczającego prędkość lotu szybowca.

Wiedząc (rozdział 3), że siła nośna $P_z = \frac{1}{2} \cdot \varrho \cdot S \cdot V^2 \cdot c_z$, otrzymamy

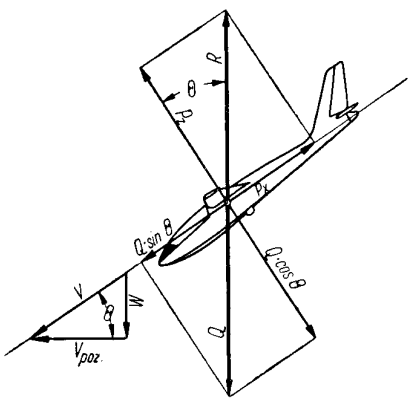
*) Dokładniejsze omówienie sił działających na szybowiec w ustalonym locie ślizgowym jest podane w rozdziale 10.

następujące wyrażenie określające prędkość ustalonego lotu ślizgowego szybowca:

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot Q \cdot \cos \Theta}{\varrho \cdot S \cdot c_z}} \approx \sqrt{\frac{2Q}{\varrho \cdot S \cdot c_z}} \tag{10}$$

gdzie: ϱ — gęstość powietrza opływającego szybowiec,
S — powierzchnia płata,
c_z — współczynnik siły nośnej.

Ostatnie wyrażenie po prawej stronie wzoru (10) nie zawiera wielkości $\cos \Theta$. Opuszczenie tego czynnika dla niezbyt dużych kątów toru lotu est dopuszczalne, gdyż wtedy $\cos \Theta \approx 1$.



Rys. 61. Rozkład sił działających na szybowiec w locie ślizgowym

Prędkość opadania szybowca w locie ślizgowym w można, jak to widać na rysunku 61, obliczyć z zależności:

$$w = V \cdot \sin \Theta \tag{11}$$

a że dla małych kątów Θ $\sin \Theta \approx \operatorname{tg} \Theta$, powyższą równość można napisać w postaci:

$$w = V \cdot \operatorname{tg} \Theta \tag{12}$$

Wielkość $\operatorname{tg} \Theta$ można określić z równań równowagi (9), dzieląc bowiem stronami drugie równanie przez pierwsze otrzymamy:

$$\operatorname{tg} \Theta = \frac{P_x}{P_z} = \frac{c_x}{c_z} \tag{13}$$

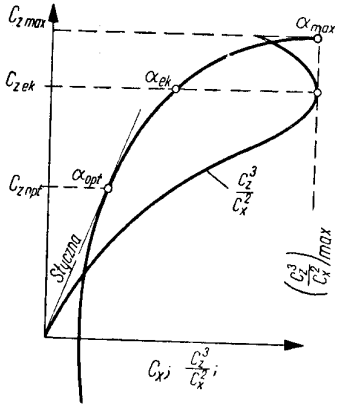
zatem prędkość opadania szybowca ma wartość:

$$w = V \cdot \frac{c_x}{c_z} = \sqrt{\frac{2Q}{\varrho \cdot S} \cdot \frac{c_x^2}{c_z^3}} \tag{14}$$

Jak widać z powyższego wyrażenia, prędkość opadania będzie wtedy najmniejsza, gdy stosunek c_x^2/c_z^3 będzie najmniejszy, czyli gdy jego od-

wrotność, tj. c_z^3/c_x^2 będzie największa. Na rysunku 62 przedstawiono schematycznie biegunową szybowca oraz wykres zależności c_z^3/c_x^2 od c_z. Kąt natarcia, który odpowiada maksymalnej wartości stosunku c_z^3/c_x^2 nosi nazwę kąta ekonomicznego, któremu odpowiada minimalna prędkość opadania.

Innym, ważnym z punktu widzenia szybownictwa, punktem na biegunowej szybowca jest optymalny kąt natarcia, omówiony w przypadku



Rys. 62. Charakterystyczne punkty biegunowej szybowca

profilu w rozdziale 3. Przy optymalnym kącie natarcia stosunek c_x/c_z zwany doskonałością szybowca, osiąga największą wartość. Jak wynika z równania (13)

$$\operatorname{tg}\Theta = \frac{c_x}{c_z} = \frac{1}{c_z/c_x}$$

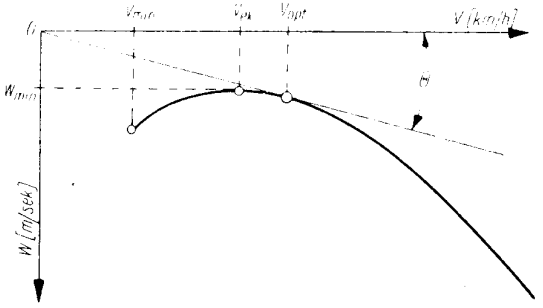
czyli, gdy doskonałość jest największa, $\operatorname{tg}\Theta$, a więc i sam kąt Θ jest najmniejszy. Oznacza to lot na optymalnym kącie natarcia po torze najbardziej płasko nachylonym do poziomu. Przy spokojnej atmosferze oznacza to jednocześnie lot ślizgowy o największym zasięgu.

BIEGUNOWA PRĘDKOŚCI

Przy omawianiu lotu ślizgowego podaliśmy wyrażenia określające prędkość lotu ślizgowego V i prędkość opadania szybowca w. Mając biegunową szybowca dla kilku wartości współczynnika c_z, zawartych między $c_z = 0$ i $c_{z\,max}$, odczytajmy odpowiednie wartości współczynnika c_x, a następnie obliczmy wartości obu prędkości i sporządźmy wykres zależności w i V.

Na rysunku 63 przedstawiony jest taki właśnie schematyczny wykres, noszący nazwę biegunowej prędkości szybowca. Na wykresie tym punktowi $c_{z\,max}$ na biegunowej odpowiada wartość minimalnej prędkości lotu ślizgowego V_{min}. Ekonomicznemu kątowi natarcia odpowiada minimalna

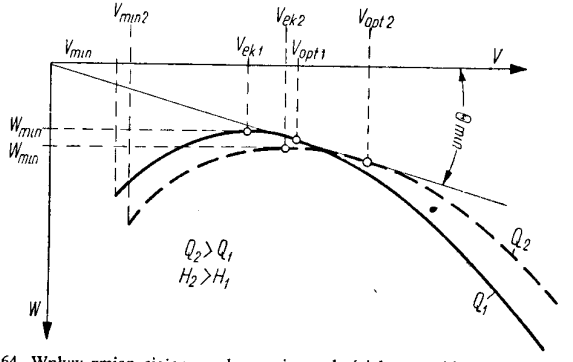
wartość prędkości opadania w_{min} oraz ekonomiczna wartość prędkości lotu ślizgowego V_{ek}. Wreszcie minimalnemu kątowi toru lotu Θ odpowiada optymalna wartość prędkości lotu ślizgowego V_{opt}. Gdyby prędkości w i V na rysunku 63 były odmierzone w tej samej skali (zwykle V jest podawane w km/h a w w m/sek), wówczas kąt Θ na wykresie biegu-



Rys. 63. Biegunowa prędkości

nowej prędkości odpowiadałby rzeczywistemu kątowi toru lotu ślizgowego.

Zauważmy, że zarówno prędkość lotu ślizgowego, jak i prędkość opadania zależą od wysokości lotu (poprzez gęstość powietrza ϱ) i od ciężaru szybowca Q, dlatego też podana na rysunku 63 biegunowa prędkości dotyczy nie tylko jednego typu szybowca, ale także jest sporządzona dla jednej wysokości. Wpływ ciężaru szybowca na biegunową prędkości jest zilustrowany na rysunku 64. Jak wynika z wykresu, powiększenie



Rys. 64. Wpływ zmian ciężaru szybowca i wysokości lotu na biegunową prędkości

ciężaru szybowca wpływa, przy większych prędkościach lotu, na zmniejszenie prędkości opadania. Fakt ten uzasadnia celowość budowy szybowców zaopatrzonych w zbiorniki na balast wodny.

Wpływ wzrostu wysokości lotu na biegunową prędkości jest analogiczny do wpływu ciężaru. Zmiana ciężaru szybowca i wysokości lotu, jak to wynika z rysunku 64, nie wpływa na wartość minimalnego kąta toru Θ_{min} lotu ślizgowego.

Wychylenie klap podskrzydłowych wpływa przede wszystkim na wzrost siły nośnej szybowca, a także na wzrost oporu. Na biegunowej prędkości uwydatnia się to w postaci zmniejszenia minimalnej prędkości lotu ślizgowego V_{min} i nieznacznego wzrostu prędkości opadania w.

Otworzenie hamulców aerodynamicznych wpływa przede wszystkim na wzrost oporu, przy nieznacznym spadku siły nośnej, co na biegunową prędkości wpłynie w ten sposób, że znacznie wzrośnie prędkość opadania w, przy stosunkowo małym wzroście minimalnej prędkości lotu ślizgowego szybowca V_{min}.

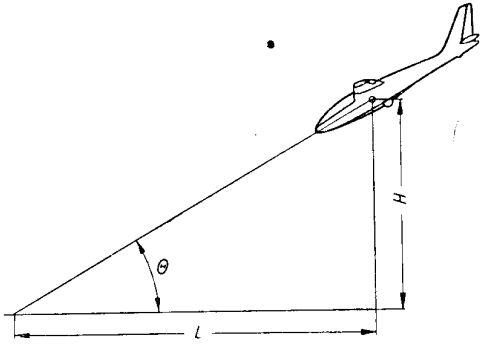
6. ZASIĘG SZYBOWCA

Pod nazwą „zasięg szybowca" rozumiemy odległość mierzoną w poziomie, jaką szybowiec może przelecieć z danej wysokości.

Jak widać z rysunku 65, między wysokością lotu H a zasięgiem L istnieje zależność:

$$L = \frac{H}{\operatorname{tg}\Theta} \tag{15}$$

gdzie Θ oznacza kąt toru lotu ślizgowego.



Rys. 65. Zasięg szybowca w locie ślizgowym

W poprzednim rozdziale wykazaliśmy (wzór 13), że:

$$\operatorname{tg}\Theta = \frac{c_x}{c_z}$$

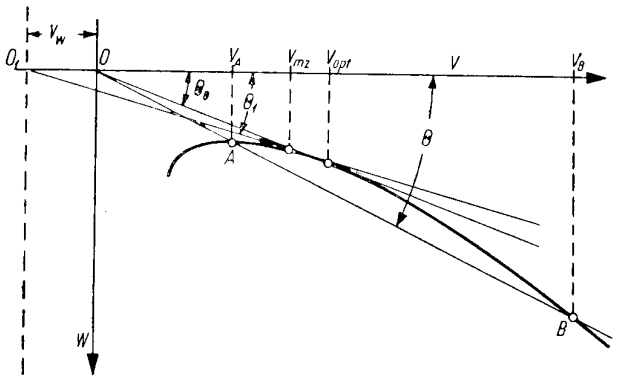
zatem

$$L = H \cdot \frac{c_z}{c_x} = H \cdot D \tag{16}$$

gdzie $D = \frac{c_z}{c_x}$ oznacza doskonałość szybowca.

Stosunek współczynnika wyporu c_z do współczynnika oporu c_x, jak wiemy z rozdziału 3, zmienia się wraz ze zmianą kąta natarcia i osiąga wartość maksymalną przy optymalnym kącie natarcia α_{opt}. Zatem maksymalny zasięg szybowca będzie związany z kątem α_{opt}, tzn. z prędkością optymalną V_{opt} (rys. 66).

Przy kątach toru lotu większych od minimalnego ten sam zasięg można osiągnąć lecąc z jedną z dwóch możliwych prędkości. Np. lot pod kątem Θ (rys. 66) do poziomu jest możliwy z prędkością V_A lub V_B.



Rys. 66. Charakterystyczne punkty biegunowej prędkości

Optymalny kąt natarcia jest jednocześnie kątem największego zasięgu tylko w tym przypadku, gdy lot odbywa się w spokojnej atmosferze, tzn. bez wiatru i prądów pionowych, tylko bowiem w tym przypadku $\operatorname{tg}\Theta = c_x/c_z$.

W przypadku wiatru lub prądów pionowych, maksymalny zasięg szybowca wystąpi podczas lotu ze ściśle określoną prędkością, na ogół jednakże inną niż prędkość optymalna.

Zagadnienie wpływu wiatru rozpatrzymy na przykładzie wiatru tylnego, tzn. o kierunku zgodnym z kierunkiem lotu szybowca.

Na rysunku 66 przedstawiona jest schematycznie biegunowa prędkości. Przypominamy, że na osiach współrzędnych biegunowej odmierzone są wartości prędkości szybowca względem powietrza, gdyż od tej prędkości zależą siły aerodynamiczne działające na szybowiec. Jeżeli prędkość wiatru oznaczymy przez V_w, to szybowiec lecący względem otaczającego go powietrza z prędkością V_1 względem ziemi porusza się z prędkością:

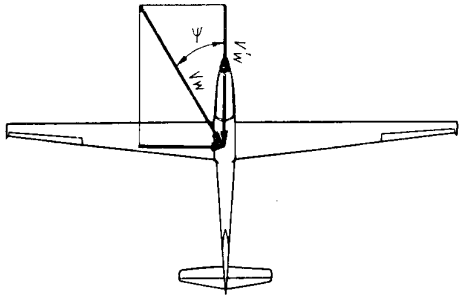
$$V_z = V_1 + V_w \tag{17}$$

czyli z prędkością zwiększoną o prędkość wiatru. Chcąc zatem narysować biegunową prędkości w układzie współrzędnych, w którym zamiast prędkości V znajdowałaby się prędkość V_z, musielibyśmy cały wykres przesunąć w prawo o wielkość V_w. Ten sam efekt można osiągnąć nie ruszając wykresu, natomiast przesuwając początek układu współrzędnych o wielkość V_w. Ten drugi sposób jest przedstawiony na rysunku 66, na którym linią kreskowaną zaznaczona jest oś pionowa nowego układu współrzędnych.

Mając tak zmodyfikowany wykres, prędkość maksymalnego zasięgu w locie ślizgowym V_{mz} znajdziemy, prowadząc styczną z początku nowego

układu współrzędnych 0_1 do linii wykresu biegunowej prędkości i odczytując odpowiadającą punktowi styczności wartość prędkości. Na rysunku 66 widać, że w locie z wiatrem prędkość maksymalnego zasięgu w locie ślizgowym będzie mniejsza niż prędkość optymalna, a zasięg będzie większy niż zasięg podczas pogody bezwietrznej. Ten ostatni wniosek wynika z faktu, że w locie z wiatrem kąt toru lotu Θ_1 jest mniejszy niż kąt toru lotu bez wiatru Θ_0, a zasięg, jak to widać z wyrażenia przytoczonego na wstępie tego rozdziału, jest odwrotnie proporcjonalny do tangensa kąta toru lotu.

Przeprowadzając analogiczne rozumowanie dla przypadku lotu pod wiatr, dojdziemy do wniosku, że teraz początek układu współrzędnych należy przesunąć w prawo o wartość prędkości wiatru i dalej postępować



Rys. 67. Wpływ bocznego wiatru na lot ślizgowy szybowca

jak wyżej. W tym przypadku zasięg będzie oczywiście mniejszy, a prędkość maksymalnego zasięgu większa niż w warunkach pogody bezwietrznej*).

W locie z wiatrem bocznym, jeżeli oś podłużna szybowca tworzy z kierunkiem wiatru kąt ψ (rys. 67), w rozważaniach należy uwzględniać nie całą prędkość wiatru V_w, lecz tylko składową równoległą do podłużnej osi szybowca, tzn. prędkość

$$V'_w = V_w \cdot \cos\psi \tag{18}$$

Wpływ prądów pionowych omówimy szczegółowo na przykładzie prądu wstępującego. W tym przypadku prędkość opadania szybowca względem ziemi w_z jest mniejsza o wartość prędkości pionowej powietrza w_p od wartości prędkości opadania szybowca względem powietrza w, czyli:

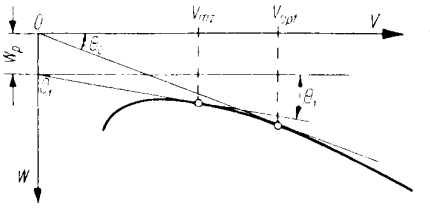
$$w_z = w - w_p \tag{19}$$

W celu otrzymania wykresu biegunowej prędkości w takim układzie współrzędnych, aby na osi pionowej zamiast prędkości opadania szybowca względem powietrza znajdowała się prędkość opadania szybowca względem ziemi, należy albo linię wykresu przenieść w górę o wartość prędkości

*) W czasie lotu pod wiatr, gdy nie ma „pod ręką" biegunowej prędkości ani sporządzonego w oparciu o nią specjalnego kalkulatora, niektórzy piloci określają prędkość maksymalnego zasięgu dodając do prędkości optymalnej połowę prędkości wiatru, znanej w przybliżeniu z komunikatu meteorologicznego.

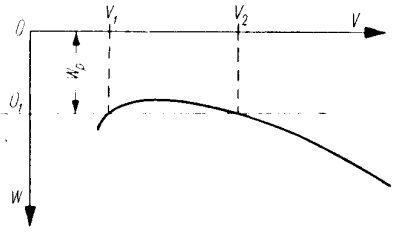
pionowej powietrza w_p, albo przesunąć o tę wartość początek układu współrzędnych w dół, jak to ilustruje rysunek 68, na którym zaznaczona jest oś pozioma nowego układu współrzędnych (linia pozioma przechodząca przez punkt 0_1).

Z rysunku 68 wynika, że w przypadku istnienia prądów wznoszących, prędkość maksymalnego zasięgu jest mniejsza niż prędkość optymalna,

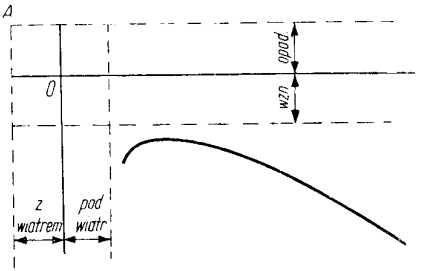


Rys. 68. Wpływ prądów pionowych na biegunową prędkości

a zasięg większy niż w przypadku pogody bezwietrznej. W przypadku szczególnym, gdy prędkość pionowa w_p równa jest minimalnej prędkości opadania szybowca, prędkość maksymalnego zasięgu jest równa prędkości



Rys. 69. Wpływ prądu wznoszącego na biegunową prędkości



Rys. 70. Wpływ wiatru i prądów pionowych na biegunową prędkości

ekonomicznej, a zasięg jest nieskończenie wielki, co jest zrozumiałe, gdyż wówczas szybowiec porusza się lotem poziomym. Gdy wartość prędkości

pionowej powietrza w_p jest większa niż minimalna prędkość opadania szybowca (rys. 69), w locie z prędkością zawartą między V_1 i V_2 szybowiec się wznosi.

W przypadku prędkości pionowej powietrza skierowanej w dół, tzn. w czasie lotu w prądach opadających początek 0 układu współrzędnych należy przesunąć w górę o wartość prędkości pionowej powietrza. Wówczas zasięg jest mniejszy, a prędkość maksymalnego zasięgu większa niż w przypadku pogody bezwietrznej.

Gdy w atmosferze występują jednocześnie wiatry i prądy pionowe, początek układu współrzędnych biegunowej prędkości szybowca należy przesunąć tak, aby uwzględniał oba wpływy, tzn. według schematu przedstawionego na rysunku 70, na którym przykładowo punkt A oznacza położenie początku układu współrzędnych w przypadku równoczesnego istnienia wiatru tylnego i prądu opadającego.

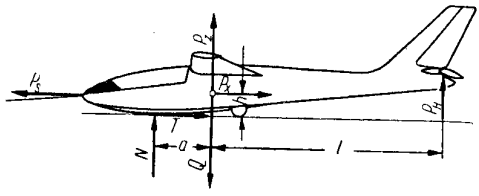
7. OBCIĄŻENIE SZYBOWCA PODCZAS STARTU I ZAKRĘTU

W rozdziale 5 omówiliśmy rozkład sił działających na szybowiec w ustalonym locie ślizgowym i wynikające stąd warunki równowagi. Lot ślizgowy nie wyczerpuje oczywiście wszystkich możliwych stanów lotu szybowca. W niniejszym rozdziale omówimy niektóre inne stany lotu, a mianowicie start szybowca i zakręt, ze szczególnym uwzględnieniem rozkładu głównych sił działających na szybowiec.

ROZKŁAD SIŁ DZIAŁAJĄCYCH NA SZYBOWIEC W CZASIE STARTU

Start szybowca może być realizowany za pośrednictwem lin gumowych, wyciągarki lub samolotu.

W czasie rozbiegu, w przypadku startu szybowca zasamolotem, działają na szybowiec następujące siły (rys. 71): ciąg samolotu P_s i przeciw-



Rys. 71. Rozkład sił działających na szybowiec podczas rozbiegu za samolotem

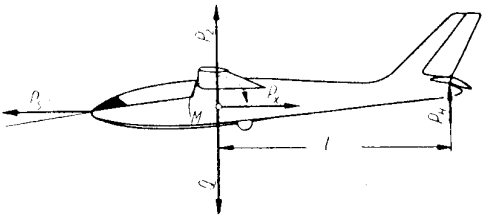
stawiające się mu siły: oporu P_x i tarcia szybowca o ziemię T, ciężar szybowca Q, reakcja ziemi N i siła nośna P_z. Momenty $N \cdot a$ i $T \cdot h$, wynikające z faktu, że linie działania sił tarcia i reakcji ziemi nie przechodzą przez środek ciężkości, są równoważone przez niewielką siłę na usterzeniu wysokości P_H, która kompensuje również momenty od ciągu i sił aerodynamicznych, bowiem ich linie działania też zwykle nie przechodzą przez środek ciężkości szybowca. W tej fazie lotu warunki równowagi mają

postać:

$$Q = N + P_z + P_{zH}: \quad P_H \cdot l = N \cdot a - T \cdot h;$$
$$P_s > P_x + T^*); \quad T = \mu \cdot N; \tag{20}$$

gdzie μ jest współczynnikiem tarcia podwozia szybowca o podłoże.

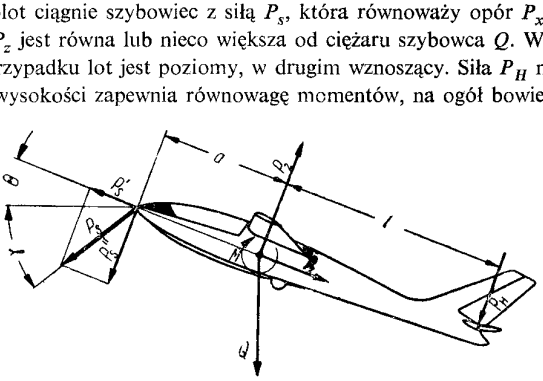
W miarę rozpędzania się szybowca rośnie siła nośna i siła oporu, a maleje reakcja ziemi N, a więc i siła tarcia. Gdy siła nośna P_z jest większa od cię-



Rys. 72. Rozkład sił działających na szybowiec podczas lotu wleczonego za samolotem

żaru szybowca Q, następuje oderwanie szybowca od ziemi. Występujący w tej fazie lotu rozkład sił jest przedstawiony na rysunku 72.

Samolot ciągnie szybowiec z siłą P_s, która równoważy opór P_x, a siła nośna P_z jest równa lub nieco większa od ciężaru szybowca Q. W pierwszym przypadku lot jest poziomy, w drugim wznoszący. Siła P_H na usterzeniu wysokości zapewnia równowagę momentów, na ogół bowiem linie



Rys. 73. Rozkład sił działających na szybowiec podczas startu za wyciągarką za przednim zaczepem

działania wymienionych wyżej sił, poza ciężarem, nie przechodzą przez środek ciężkości szybowca, wywołując wokół niego moment M. Uproszczone równania równowagi mają w rozpatrywanym przypadku postać

$$P_z = Q + P_H; \quad P_s = P_x; \quad M = P_H \cdot l; \tag{21}$$

Start za wyciągarką może być realizowany przy zaczepianiu liny ciągnącej z przodu kadłuba, do tzw. zaczepu przedniego, lub w pobliżu środka ciężkości szybowca, do tzw. zaczepu dolnego.

*) W tym warunku nie mamy znaku równości, bo siły nie równoważą się, gdyż szybowiec porusza się ruchem przyspieszonym.

Najpierw rozpatrzymy przypadek startu z liną zaczepioną do zaczepu przedniego. Siły działające na szybowiec w czasie rozbiegu po ziemi są w tym przypadku identyczne jak przy rozbiegu za samolotem (rys. 71) z tą różnicą, że tym razem ciąg P_s pochodzi od wyciągarki, a nie od samolotu.

Rozkład sił działających na szybowiec po oderwaniu się od ziemi jest zilustrowany na rysunku 73.

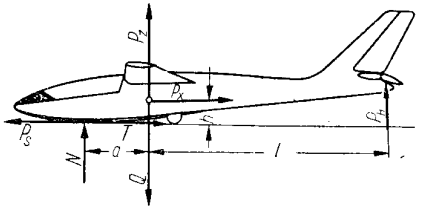
Cechą charakterystyczną obciążeń szybowca podczas startu za wyciągarką jest fakt, że ciąg liny P_s jest skierowany pod stosunkowo dużym kątem do kierunku lotu szybowca. W rezultacie tylko część ciągu (P_s' na rys. 73) nadaje szybowcowi prędkość postępową, natomiast reszta (P_s'') powoduje dodatkowe obciążenie. Obciążenie to, powiększone jeszcze o niemały ciężar kilkusetmetrowej liny ciągnącej, wywołuje silny moment pochylający maskę szybowca w dół. W celu zrównoważenia tego momentu pilot musi wychylić ster wysokości do góry, aby wytworzyć dostatecznie dużą siłę P_H. Składowa ciągu P_s'', ciężar liny i siła P_H na usterzeniu są skierowane w dół. Dla ich równoważenia musi być odpowiednio zwiększona siła nośna na skrzydle, która w rezultacie jest znacznie większa niż w przypadku holu za samolotem, kiedy była równa w przybliżeniu ciężarowi szybowca. Z tego względu dopuszczalna maksymalna prędkość holu za wyciągarką jest zwykle mniejsza niż maksymalna prędkość holu za samolotem.

Uproszczone równania równowagi przy starcie za wyciągarką, z liną doczepioną do zaczepu przedniego, mają postać:

$$P_z = Q \cdot \cos\Theta + P_s'' + P_H \qquad P_s' = P_x + Q \cdot \sin\Theta \tag{22}$$

$$P_s'' \cdot a = P_H \cdot l$$

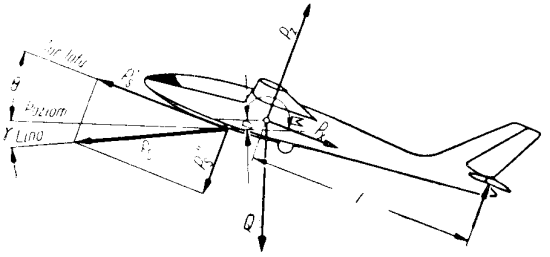
Jeżeli lina holownicza jest zaczepiona do zaczepu dolnego, w czasie rozbiegu szybowca po ziemi ciąg liny P_s działa niemal wzdłuż tej samej linii, co siła tarcia T (rys. 74). Powoduje to powstanie bardzo silnego



Rys. 74. Rozkład sił działających na szybowiec podczas rozbiegu przy starcie za wyciągarką za dolnym zaczepem

momentu zadzierającego o wartości $P_s \cdot h$, dla zrównoważenia którego konieczne jest wytworzenie dużej siły P_H na usterzeniu wysokości, przez znacznie większe wychylenie do dołu steru wysokości niż w starcie za przednim zaczepem.

Rozkład sił działających na szybowiec po oderwaniu od ziemi jest zilustrowany na rysunku 75. W przypadku startu z liną zaczepioną do zaczepu dolnego, ciąg liny P_s nie tylko że nie obciąża nosa szybowca, jak to miało miejsce przy zaczepie przednim, ale, zwłaszcza w początkowej fazie steru, zadziera go do góry momentem $P_s \cdot a$, co wymaga do zapewnienia równo-



Rys. 75. Rozkład sił działających na szybowiec podczas startu za wyciągarką za dolnym zaczepem

wagi lekkiego „oddania" drążka sterowego, aby wywołać skierowaną do góry siłę P_H na usterzeniu wysokości. Start musi być więc przeprowadzany znacznie ostrożniej niż w przypadku zaczepu przedniego.

Przy starcie „za przednim zaczepem" pilot nie może lecieć dowolnie stromo, gdyż zwykle moment od składowej ciągu P_s'' i ciężaru liny jest na tyle duży, że mimo całkowitego wychylenia steru wysokości do góry, nie udaje się osiągnąć zbyt dużych kątów toru lotu Θ. Inaczej jest przy starcie „za dolnym zaczepem". Tu moment od ciągu i ciężaru liny jest mały i na ogół nie „brakuje steru" do osiągnięcia nawet bardzo dużych kątów Θ, co może być niebezpieczne, pociąga bowiem za sobą nadmierny wzrost obciążeń szybowca i kończy się zwykle zerwaniem liny ciągnącej. Poza tym, jeżeli bezpośrednio po oderwaniu szybowca od ziemi kąt Θ wzrasta zbyt szybko, może to doprowadzić do „zdławienia" silnika wyciągarki.

Równania równowagi przy starcie z liną doczepioną do zaczepu dolnego mają postać:

$$P_z = P_s'' - P_H + Q \cdot \cos\Theta \qquad P_s' = P_x + Q \cdot \sin\Theta \tag{23}$$

$$P_H \cdot l = M + P_s' \cdot a$$

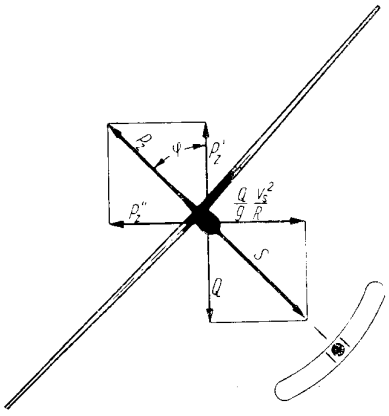
gdzie M oznacza moment od sił aerodynamicznych względem środka ciężkości szybowca.

SIŁY DZIAŁAJĄCE NA SZYBOWIEC W ZAKRĘCIE

Dotychczas zajmowaliśmy się przypadkami lotów symetrycznych, tzn. takich, w których prędkość lotu była równoległa do płaszczyzny symetrii szybowca. Zakręt jest przykładem lotu niesymetrycznego i dlatego siły

działające na szybowiec w tym stanie lotu wygodniej jest rozpatrywać patrząc na szybowiec z przodu.

Na rysunku 76 przedstawiono układ sił działających na szybowiec w zakręcie prawidłowym. Szybowiec jest przechylony o kąt φ i lecąc



Rys. 76. Rozkład sił działających na szybowiec w prawidłowym zakręcie

z prędkością V_s wykonuje zakręt o promieniu R. Na szybowiec działają następujące główne siły: pionowo — ciężar szybowca Q, poziomo — siła odśrodkowa $\frac{Q \cdot V_s^2}{g \cdot R}$, równoważąca je siła aerodynamiczna P_z, którą można rozłożyć na składowe skierowane pionowo (P_z') i poziomo (P_z'') oraz siła oporu i składowa ciężaru $Q \cdot \sin \Theta$, które jako prostopadłe do płaszczyzny rysunku nie są widoczne.

Aby ten układ sił był w równowadze, muszą być spełnione następujące równości:

$$P_z' = P_z \cdot \cos \varphi = Q \qquad P_z'' = P_z \cdot \sin \varphi = \frac{Q \cdot V_s^2}{g \cdot R} \tag{24}$$

Ponieważ siła nośna $P_z = \frac{1}{2} \cdot \varrho \cdot S \cdot V_s^2 \cdot c_z$, przeto $\frac{1}{2} \varrho \cdot S \cdot V_s^2 \cdot c_z \cdot \cos \varphi = Q$,

a więc prędkość lotu w zakręcie ma wartość: $V_s^2 = \frac{2Q}{\varrho \cdot S \cdot c_z \cdot \cos \varphi}$,

czyli

$$V_s = \sqrt{\frac{2Q}{\varrho \cdot S \cdot c_z \cdot \cos \varphi}} = \frac{V}{\sqrt{\cos \varphi}} \tag{25}$$

gdzie V jest prędkością lotu ślizgowego szybowca na tym samym kącie natarcia, na jakim wykonywany jest zakręt (patrz wzór 10). Z ostatniego wyrażenia wynika, że w zakręcie prędkość lotu musi być większa niż

w locie ślizgowym, przy czym przyrost prędkości musi być tym większy im większy jest kąt przechylenia φ.

Stosunek $n = P_z/Q \cdot 1/\cos\varphi$ jest miarą przeciążenia konstrukcji szybowca w zakręcie. Po przekształceniach podanych wyżej równań można otrzymać następujące wyrażenie określające wartość współczynnika przeciążenia:

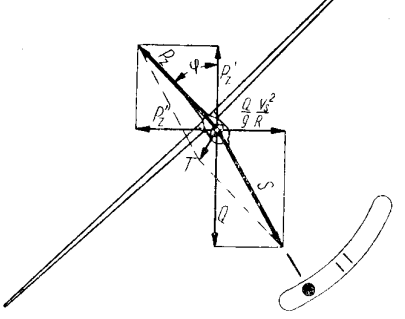
$$n = \sqrt{1 + \frac{V_s^4}{g^2 \cdot R^2}} \tag{26}$$

gdzie g oznacza przyspieszenie ziemskie. Z obydwu powyższych wyrażeń na n wynika, że przeciążenie szybowca w zakręcie rośnie w miarę zwiększania kąta przechylenia szybowca i prędkości lotu oraz zmniejszania promienia krzywizny zakrętu.

O tym, czy siły w czasie wykonywania zakrętu są w równowadze, pilot może orientować się na podstawie wskazań chyłomierza poprzecznego, którego kulka przez cały czas powinna zajmować środkowe położenie.

Do najczęściej występujących nieprawidłowości zakrętu należy niewłaściwe dobranie kąta wychylenia lotek i steru kierunku, co prowadzi do niepełnego zrównoważenia sił.

Jeżeli wychylenie steru kierunkowego jest zbyt małe w stosunku do wychylenia lotek, wówczas wypadkowa S ciężaru Q i siły odśrodkowej

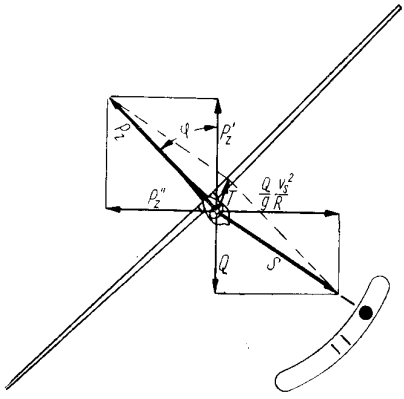


Rys. 77. Rozkład sił działających na szybowiec w zakręcie z ześlizgiem

$Q \cdot V_s^2/g \cdot R$ nie jest zrównoważona przez siłę nośną P_z, w rezultacie czego siły te dają wypadkową T skierowaną skośnie w dół (rys. 77). W tym przypadku szybowiec będzie poruszał się dodatkowym ruchem w kierunku tej siły. Tak wykonanemu zakrętowi, zwanemu zakrętem z ześlizgiem, towarzyszy nadmierna utrata wysokości oraz rozpędzanie się szybowca. Wskaźnikiem omawianego stanu lotu jest położenie kulki chyłomierza poprzecznego, która w tym przypadku zwisa w kierunku środka zakrętu. Aby

skierować kulkę do środka, należy zwiększyć prędkość kątową zakręcania przez większe wychylenie steru kierunku zgodnie z zasadą: „noga kulkę odpycha".

Przeciwstawnym przypadkiem do rozpatrzonego jest zakręt z wyślizgiem (rys. 78), który ma miejsce, gdy kąt wychylenia steru kierowniczego jest zbyt duży. W rezultacie szybowiec posuwając się w kierunku siły T



Rys. 78. Rozkład sił działających na szybowiec w zakręcie z wyślizgiem

skośnie do góry uzyskuje wprawdzie wysokość, ale, zgodnie z zasadą zachowania energii mechanicznej, zmniejsza prędkość lotu, co zwykle prowadzi do korkociągu (patrz rozdział 8), a to, zwłaszcza w pobliżu ziemi, może być przyczyną wypadku lotniczego. W tym stanie lotu kulka chyłomierza poprzecznego przesuwa się w kierunku na zewnątrz zakrętu. Sprowadzić ją można do położenia środkowego zmniejszając kąt wychylenia steru kierunku, czyli zmniejszając prędkość kątową zakręcania, a więc i siłę odśrodkową.

8. LOT NA KRYTYCZNYCH KĄTACH NATARCIA

KORKOCIĄG

Wszystkie omówione poprzednio stany lotu obejmowały zakres kątów natarcia poniżej α_{kr}. Zachowanie się szybowca i działanie sterów w tym zakresie szczegółowo podano w poprzednich rozdziałach.

Lot szybowca na krytycznym kącie natarcia i powyżej niego różni się w sposób zasadniczy od pozostałych stanów lotu i dlatego zajmiemy się dokładną jego analizą. Jak wiadomo, współczynnik siły nośnej c_z (a więc i siła P_z) w zakresie małych kątów natarcia wzrasta proporcjonalnie do kąta natarcia aż do wartości α_{kr}. Zwiększenie kąta natarcia powyżej krytycznego powoduje spadek współczynnika c_z (a więc i siły nośnej P_z). Dzieje się tak wskutek oderwania się strug na grzbiecie profilu skrzydła. Jeżeli w locie symetrycznym na prędkości minimalnej (odpowiadającej α_{kr}) zwiększymy nieznacznie kąt natarcia, szybowiec będzie leciał lotem „przeciągniętym", który charakteryzuje się dużą prędkością opadania i nieco większą od minimalnej prędkością lotu.

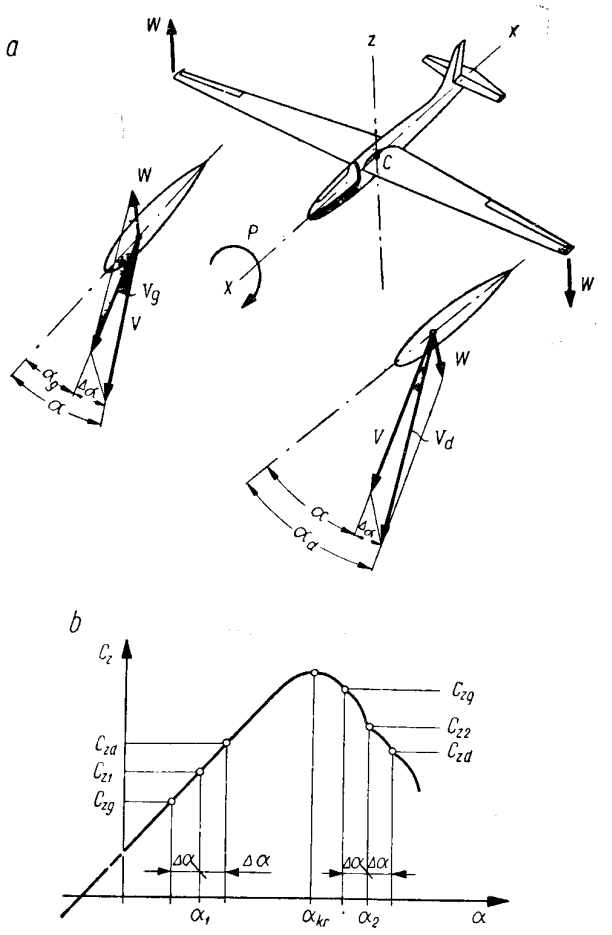
Dalsze zwiększenie kąta natarcia spowoduje jednoczesne oderwanie strug na obydwu płatach i w wyniku gwałtowne „zwalenie się na nos" szybowca; zjawisko to określamy **przeciągnięciem statycznym** szybowca.

Oderwanie strug na grzbiecie profilu powoduje w locie przeciągniętym nieskuteczność lotek, które znajdują się w zawirowaniach, a więc i trudności z utrzymaniem równowagi poprzecznej szybowca.

Załóżmy, że szybowiec lecący z prędkością V na kącie natarcia α wskutek niesymetrycznego opływu przechyla się wokół osi podłużnej $x-x$. Zjawisko to najlepiej wyjaśnia rysunek 79. Jedno skrzydło przechyla się do dołu, a drugie do góry. Prędkość każdego skrzydła składa się z dwóch prędkości: prędkości lotu V i prędkości pionowej w, przy czym skrzydło idące do dołu ma prędkość w skierowaną do dołu, a skrzydło idące do góry ma prędkość w skierowaną do góry. Wypadkowe prędkości obu skrzydeł są więc równe co do wielkości, lecz mają różny kierunek. Oznacza to, że kąty natarcia obydwu skrzydeł są różne, a mianowicie kąt natarcia skrzydła idącego do dołu wzrósł o wielkość $\Delta\alpha$, a skrzydła idącego do góry zmalał o tę samą wielkość $\Delta\alpha$. A więc skrzydło idące w dół ma kąt natarcia $\alpha_d = \alpha + \Delta\alpha$, a skrzydło idące w górę: $\alpha_g = \alpha - \Delta\alpha$.

W zakresie podkrytycznych kątów natarcia (np. α_1 na rys. 79*b*) skrzydło

idące w dół doznaje przyrostu c_z, a idące w górę — zmniejszenia c_z. Na skrzydle idącym w dół siła nośna wzrasta, a na przeciwnym maleje, powstaje więc moment o kierunku przeciwnym do pierwotnego przechylenia, który

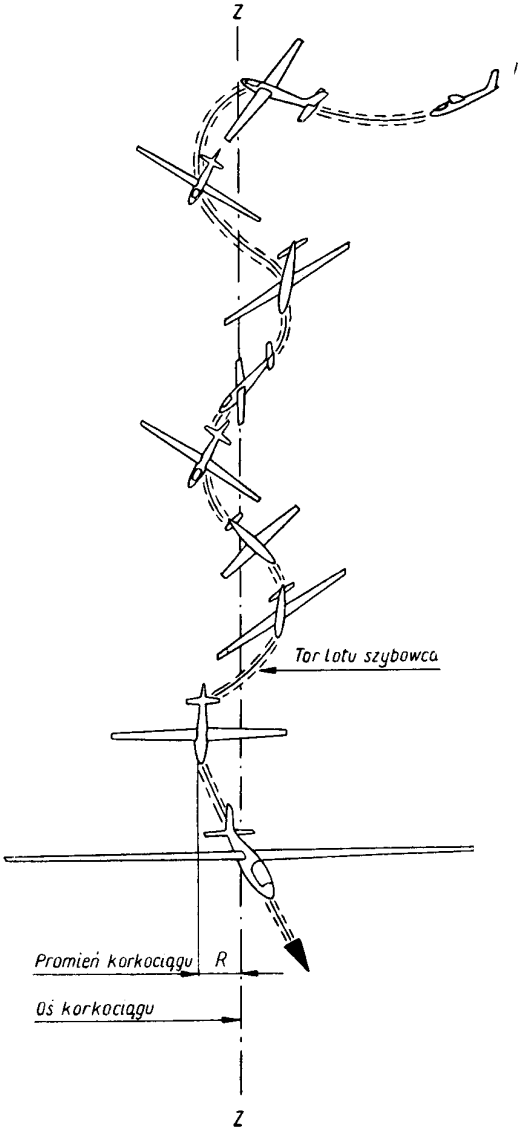


Rys. 79. Rozkład prędkości i kątów natarcia α w korkociągu

powoduje powrót skrzydła do poprzedniego położenia. Samo skrzydło, bez reakcji pilota, przeciwdziała zakłóceniu równowagi, czyli jest stateczne.

Inaczej jest jednak na kącie natarcia większym od krytycznego (α_2 na rys. 79*b*). Zwiększeniu kąta natarcia będzie towarzyszył spadek c_z, a więc na skrzydle idącym w dół siła nośna zmaleje, a na idącym do góry wzrośnie. Powstanie więc moment zgodny z kierunkiem obrotu, który pogłębi

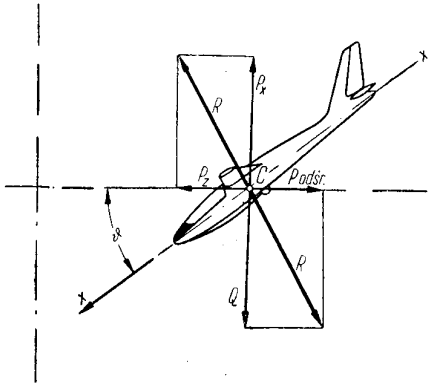
jeszcze przechylenie szybowca. Skrzydło jest więc niestateczne. Pod wpływem działającego momentu szybowiec zacznie się obracać dokoła osi $x-x$; zjawisko takie nazywamy **autorotacją**.



Rys. 80. Tor lotu szybowca w **korkociągu**

Jednocześnie ze zmianą współczynnika siły nośnej c_z na obydwu skrzydłach zmieni się również współczynnik oporu c_x, a więc i siła oporu P_x. Na skrzydle idącym do dołu (zwiększony kąt natarcia) c_x jest większe niż na skrzydle przeciwnym. Powstające siły P_x dają moment pochylający szybowiec wokół osi pionowej w stronę przechylenia. Jeżeli szybowiec znajdując się na nadkrytycznym kącie natarcia dozna przechylenia, to wskutek opisanych wyżej zjawisk, zacznie się obracać jednocześnie dokoła osi podłużnej i pionowej. Tak wytworzony złożony ruch szybowca nazywamy **korkociągiem**.

Środek ciężkości szybowca porusza się samoczynnie po linii spiralnej skierowanej do dołu, a szybowiec obraca się dokoła osi pionowej, którą nazywamy osią korkociągu. Ruch ten przedstawiony jest na rysunku 80. W czasie wykonywania ustalonego korkociągu na szybowiec działają następujące siły: siła nośna P_z, siła oporu P_x, siła ciężkości Q oraz siła od-



Rys. 81. Rozkład sił działających na szybowiec w korkociągu

środkowa $P_{odśr}$, powstająca w wyniku wirowania szybowca dokoła osi $z-z$, którą nazwaliśmy osią korkociągu.

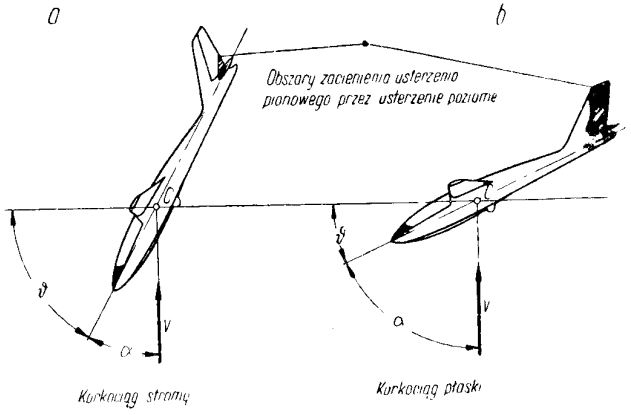
Rozkład wszystkich sił działających na szybowiec przedstawiono na rysunku 81. Widać, tu że siła nośna P_z równoważy się z siłą odśrodkową, a siła oporu P_x z ciężarem szybowca Q.

Korkociąg charakteryzuje się prędkością opadania większą od prędkości minimalnej, utrata wysokości w czasie jednej zwitki wynosi od kilkudziesięciu metrów dla szybowców do kilkuset metrów — dla różnych typów samolotów.

Rozróżniamy korkociąg stromy i płaski. Korkociąg stromy charakteryzuje się dużym kątem ϑ (rys. 82) pomiędzy osią kadłuba i ziemią równym około 60°, w korkociągu płaskim kąt ten wynosi około 30°. Ponadto korkociąg stromy ma większy promień R, większą prędkość opadania, a mniejszą prędkość kątową wirowania niż korkociąg płaski.

Kąty natarcia w korkociągu stromym są małe i mieszczą się w granicach $25 \div 30°$, a w korkociągu płaskim są duże $(50 \div 80°)$.

Korkociąg płaski jest bardziej niebezpieczny od stromego. Ze względu na duże kąty natarcia, a więc i oderwanie strug, występuje zmniejszenie efektywności usterzeń, ponadto usterzenie pionowe bardzo często znajduje się w cieniu aerodynamicznym usterzenia poziomego, co dodatkowo zmniejsza jego skuteczność (rys. 82).



Rys. 82. Korkociąg stromy i płaski

Mała efektywność sterów nie zawsze pozwala na szybkie wyprowadzenie szybowca z korkociągu płaskiego.

Aby wyprowadzić szybowiec z korkociągu płaskiego, pilot musi wywrzeć na stery duże siły, gdyż stery mają tendencję do utrzymywania się w położeniu sprzyjającym korkociągowi.

W korkociągu stromym natomiast wystarczy najczęściej puścić stery, a szybowiec zaczyna sam z niego wychodzić.

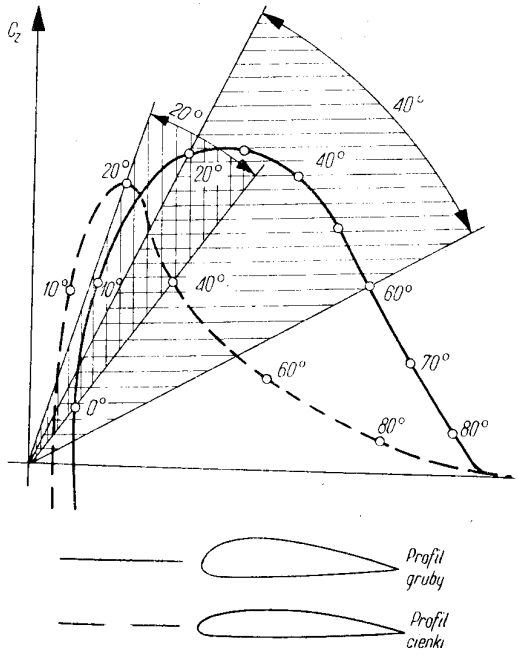
Najważniejszymi czynnikami wpływającymi na charakter korkociągu i zachowanie się szybowca podczas wprowadzenia i wyprowadzenia z niego są:

1) rodzaj profilu i rozpiętość skrzydeł,
2) położenie środka ciężkości szybowca — wyważenie,
3) rozkład mas wzdłuż długości kadłuba,
4) wzajemne usytuowanie usterzenia wysokości i kierunku,
5) wychylenie sterów.

Omówimy je po kolei.

1) Na rysunku 83 przedstawiono biegunową dla profilu grubego z tępym noskiem i dla cienkiego z ostrym noskiem, która najlepiej zilustruje różnicę między nimi. Widzimy, że dla profilu grubego współczynnik siły nośnej c_z w zakresie krytycznych kątów natarcia zmienia się bardzo

łagodnie, natomiast dla profilu cienkiego c_z, po przekroczeniu α_{kr}, gwałtownie spada. Oznacza to, że skrzydło o grubym profilu wskutek małej różnicy sił nośnych na prawnym i lewym płacie trudno wchodzi w korkociąg, lecz po wejściu ma tendencję do korkociągu płaskiego (mała prędkość kątowa dokoła osi podłużnej, a duża wokół osi pionowej), natomiast skrzydło o cienkim profilu łatwo wpada w korkociąg i ponieważ charakter jego jest stromy, łatwo z korkociągu wychodzi (duża różnica współczynników c_z na obydwu płatach, czyli duża prędkość kątowa wokół osi podłużnej). Ponadto dla szybowców



Rys. 83. Biegunowa profilu cienkiego i grubego oraz możliwy zakres kątów natarcia w korkociągu

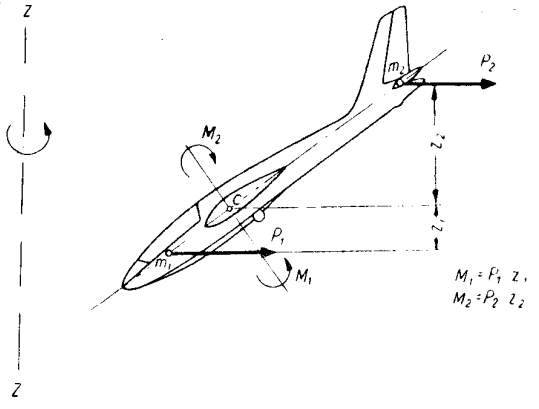
z grubym profilem korkociąg jest możliwy w większym zakresie kątów natarcia ($\alpha = 25° \div 60°$) niż dla profili cienkich ($\alpha = 25° \div 40°$). Im większa jest rozpiętość skrzydeł szybowca, tym większa jest prędkość obrotu w korkociągu, gdyż daje większe różnice kątów natarcia (a więc c_z i c_x) na prawym i lewym skrzydle i sprzyja samoczynnemu obrotowi.

2) Położenie środka ciężkości ma duży wpływ na przebieg wprowadzenia i wyprowadzenia szybowca z korkociągu, mały natomiast na charakter korkociągu. W przypadku tylnego położenia środka ciężkości potrzebne są mniejsze wychylenia steru wysokości na siebie i łatwe jes-

wprowadzenie szybowca w korkociąg. Natomiast wyprowadzenie z korkociągu jest znacznie trudniejsze niż szybowca z przednim położeniem środka ciężkości.

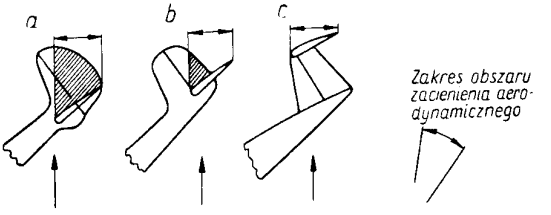
3) Rozłożenie mas wzdłuż długości kadłuba za środkiem ciężkości powoduje zmniejszenie kąta nachylenia kadłuba do ziemi, czyli rozpłaszczenie korkociągu, np. masa m_2. Wynika to stąd, że w czasie obrotu masy te dają siły odśrodkowe skierowane jak na rysunku 84.

Siły te względem środka ciężkości szybowca dają moment zadzierający: $M_2 = P_2 \cdot z_2$, który obraca szybowiec nosem do góry. Jedynie



Rys. 84. Wpływ rozłożenia mas w szybowcu na kąt natarcia w korkociągu

masy leżące przed środkiem ciężkości dają moment pochylający szybowiec, np. $M_1 = P_1 \cdot z_1$. Dlatego z punktu widzenia korkociągu korzystne jest umieszczenie pilota daleko z przodu szybowca, gdyż czyni to korkociąg bardziej stromym.



Rys. 85. Zacienienie usterzenia kierunku przez usterzenie wysokości w korkociągu

4) Wzajemne usytuowanie usterzenia wysokości względem usterzenia kierunku wpływa przede wszystkim na skuteczność ich działania. Na dużych kątach natarcia usterzenia opływane są od dołu i z boku pod dużymi kątami, występuje więc zacienienie usterzenia pionowego przez

usterzenie poziome i kadłub, a więc obniżenie skuteczności działania usterzenia pionowego. W korkociągu płaskim zacienienie to obejmuje większy obszar steru kierunku niż w stromym, a więc i efektywność steru kierunku jest mniejsza. Na rysunku 85 pokazano, jakie usytuowanie wzajemne usterzeń jest korzystne z punktu widzenia skuteczności działania sterów.

5) Ogólnie działanie wszystkich sterów w korkociągu pogarsza się wskutek opływu ich pod bardzo dużym kątem natarcia z dołu i z boku. W ustalonym korkociągu skuteczność sterów zmniejsza się wskutek mniejszej prędkości po torze i silnego obrotu szybowca oraz wzajemnemu zacienieniu. Efektywność działania całego usterzenia ogonowego w dużym stopniu zależy od charakteru korkociągu — co omówiono wyżej.

9. ZJAWISKA ZWIĄZANE Z LOTEM W POBLIŻU PRĘDKOŚCI DOPUSZCZALNEJ

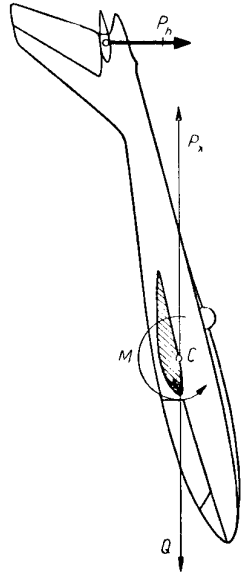
Każdy szybowiec ma ściśle określony zakres prędkości lotu, od prędkości minimalnej do prędkości dopuszczalnej, której wartość zależy od rodzaju lotu. W locie ślizgowym mamy dopuszczalną prędkość nurkowania, w locie ciągnionym za samolotem — dopuszczalną prędkość holowania itp.

Lot z prędkością mniejszą niż prędkość minimalna prowadzi do przeciągnięcia statycznego lub korkociągu (patrz rozdział poprzedni). Z punktu widzenia obciążeń szybowca te stany lotu nie są groźne, gdyż nie towarzyszą im zbyt duże przeciążenia konstrukcji. Niebezpieczeństwo pojawia się tu głównie wtedy, gdy przeciągnięcie lub korkociąg zdarzy się na zbyt małej wysokości lub gdy wystąpią błędy pilotażu.

Znacznie większe niebezpieczeństwo wiąże się z przekroczeniem prędkości dopuszczalnej. Mogą w tym przypadku wystąpić różne zjawiska, z których najważniejsze zostaną niżej omówione.

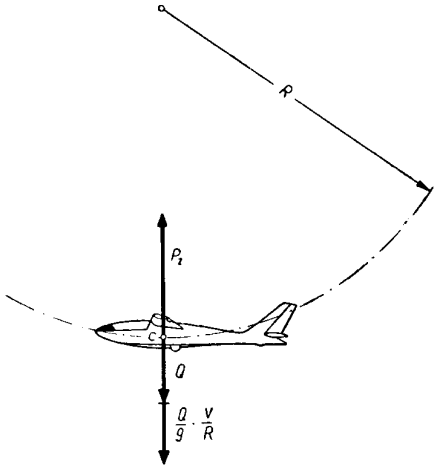
LOT NURKOWY

Lotem nurkowym nazywamy lot ślizgowy w przypadku, gdy prędkość szybowca jest skierowana pionowo w dół (rys. 86). Na szybowiec działają wówczas następujące główne siły: ciężar Q równoważony przez opór aerodynamiczny P_x oraz działający na skrzydła moment M równoważony przez moment od siły P_H na usterzeniu wysokości. Konstrukcja skrzydła szybowca jest tego typu, że prawdopodobieństwo złamania go na skutek działania siły oporu P_x jest minimalne. Nie wchodzi również w rachubę złamanie siłą P_z, bo



Rys. 86. Rozkład sił działających na szybowiec w locie nurkowym

w tym stanie lotu siła nośna na skrzydle nie występuje. Bardzo dużą wartość osiąga natomiast moment M. W obliczaniu dopuszczalnej prędkości nurkowania on odgrywa istotną rolę. Niszczenie skrzydła przez ukręcanie momentem M bywa niekiedy sygnalizowane przez trzaski, świadczące o występowaniu na skrzydle nadmiernych odkształceń i łamaniu się najbardziej obciążonych elementów. Efekty te występują jednakże nie zawsze, poza tym mogą być niedostrzeżone, zwłaszcza że lotowi z dużą prędkością towarzyszy głośny szum. Sygnały takie nie powinny być jednak



Rys. 87. Rozkład sił działających na szybowiec podczas wyprowadzania z lotu nurkowego

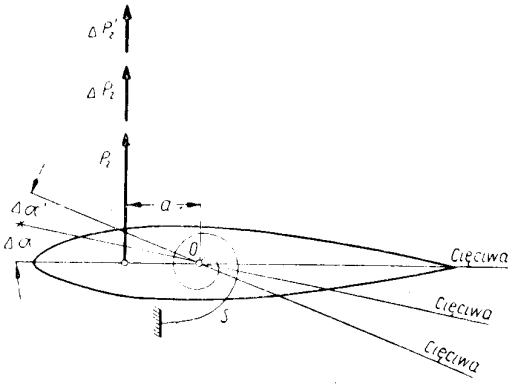
w żadnym przypadku lekceważone przez pilota, nawet jeżeli pojawiają się podczas lotu z prędkością mniejszą niż prędkość dopuszczalna. W trakcie eksploatacji szybowca, mimo najstaranniejszych przeglądów, może ujść uwadze jakieś mikropęknięcie, które jednak może poważnie obniżyć dopuszczalną prędkość nurkowania.

Oprócz dużych obciążeń momentem skręcającym skrzydeł szybowca w czasie samego lotu nurkowego, na szybowiec działają poważne obciążenia również w czasie wyprowadzania z tego lotu. Wyprowadzenie to wykonane szybko nosi nazwę „wyrwania" i odbywa się po torze zbliżonym do okręgu o promieniu R (rys. 87). W dolnym punkcie toru na szybowiec, poza ciężarem Q, działa pionowo w dół siła odśrodkowa o wartości $\frac{Q}{g} \cdot \frac{V^2}{R}$, gdzie g oznacza przyspieszenie ziemskie, a V jest prędkością lotu. Siła ta i ciężar szybowca są równoważone przez siłę nośną P_z. Ponieważ prędkość w tej fazie lotu jest duża, duża jest również siła odśrodkowa, a więc i siła nośna, co prowadzi do silnego zginania skrzydeł szybowca do góry. Przeciążenie to działa również na pilota.

ROZBIEŻNOŚĆ SKRĘTNA SKRZYDŁA I ODWROTNE DZIAŁANIE STERÓW

W dotychczasowych rozważaniach zawsze milcząco zakładaliśmy, że szybowiec jest ciałem nieskończenie sztywnym. W rzeczywistości tak oczywiście nie jest i dlatego obok wytrzymałości bardzo ważną rolę z punktu widzenia bezpieczeństwa lotu odgrywa sztywność konstrukcji.

Rozpatrzmy np. profil skrzydła (rys. 88), na którym sprężyna spiralna symbolizuje sztywność skrzydła na skręcanie. Jeden koniec jest zaczepiony w środku skręceń 0, tzn. w punkcie, względem którego następuje skręcenie



Rys. 88. Rozbieżność skrętna sk zydła

skrzydła obciążonego siłą nośną P_z*). Zwykle punkt 0 nie pokrywa się ze środkiem aerodynamicznym profilu A, w związku z czym siła P_z wywołuje względem punktu 0 moment o wartości $P_z \cdot a$. Wyobraźmy sobie, że pilot zwiększył kąt natarcia skrzydła o wartość $\Delta\alpha$. Wówczas siła nośna wzrośnie o wartość $\Delta P_z \cdot a$, więc wzrośnie też jej moment względem punktu 0 o wartość $\Delta P_z \cdot a$. Gdyby skrzydło było nieskończenie sztywne, wówczas w tym stanie nastąpiłaby równowaga. W rzeczywistości, ponieważ skrzydło jest elastyczne, powiększony moment wywoła skręcenie skrzydła, co pociągnie za sobą wzrost kąta natarcia o $\Delta\alpha'$, to z kolei powiększy siłę nośną o wartość $\Delta P'_z$, powodując dalszy wzrost momentu skręcającego skrzydło o wartość $\Delta P'_z \cdot a$, a więc dalszy wzrost skręcenia skrzydła, czyli powiększenie kąta natarcia, itd., aż do ukręcenia skrzydła.

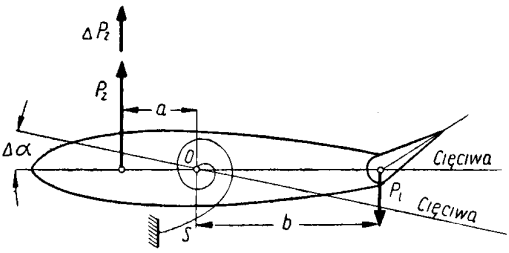
Przy dużej sztywności skrzydła na skręcenie ustali się w końcu równowaga, bo przyrosty momentu od sprężyny s symbolizującej sztywność skrzydła na skręcanie będą większe niż przyrosty momentu od siły aerodynamicznej. Te ostatnie zależą jednak od prędkości lotu i to w drugiej potędze. Zatem

*) Gdy skrzydło jest obciążone siłą przyłożoną do innego punktu niż punkt 0, wówczas zostanie ono skręcone i ugięte, natomiast gdy siła działa w punkcie 0, wystąpi tylko zginanie. Punkt 0 bywa też nazywany środkiem sił poprzecznych.

nawet stosunkowo sztywne skrzydło ma taką prędkość, powyżej której przyrosty momentu od siły aerodynamicznej będą większe, niż przeciwdziałające skręcaniu płata przyrosty momentu od sił sprężystości. Prędkość ta nosi nazwę krytycznej prędkości rozbieżności skrętnej skrzydła. Zniszczenie konstrukcji na skutek niedostatecznej jej sztywności może wystąpić nawet wtedy, gdy pod względem wytrzymałościowym konstrukcja jest prawidłowa.

Omówione powyżej zjawisko rozbieżności skrętnej skrzydła może wystąpić również na usterzeniu.

Innym przykładem zjawiska związanego z ograniczoną sztywnością konstrukcji szybowca jest odwrotne działanie (rewers) sterów i lotek. Rysunek 89 obrazuje profil sprężystego skrzydła z lotką (lub statecznika ze sterem). Wyobraźmy sobie, że pilot chce wywołać na skrzydle dodatkową siłę skierowaną w dół. W tym celu wychyla lotkę w górę i wytwarza siłę



Rys. 89. Odwrotne działanie lotek

P_1, która działa w dół, to znaczy w przeciwnym kierunku niż siła nośna P_z na skrzydle. Siła P_1 wywołuje dokoła punktu 0 moment o wartości $P_1 \cdot b$, pod wpływem którego cały profil skręci się, powiększając kąt natarcia o wartość $\Delta\alpha$, co pociągnie za sobą przyrost siły nośnej o wartość ΔP_z. Jeżeli sztywność skrętna skrzydła będzie zbyt mała lub prędkość lotu zbyt duża, wówczas przyrost siły ΔP_z będzie większy od siły P_1 i w rezultacie wypadkowy przyrost siły nastąpi nie do dołu, jak sobie tego życzył pilot, lecz w górę. Prędkość lotu, powyżej której występuje to zjawisko, nosi nazwę prędkości krytycznej odwrotnego działania lotek (sterów).

W eksploatacyjnym zakresie prędkości szybowca żadne z omawianych w tym rozdziale zjawisk nie może wystąpić i dlatego prędkość dopuszczalna szybowca musi być mniejsza od najmniejszej z wymienionych tu prędkości krytycznych.

FLATTER

Dotychczas omówione zjawiska miały charakter statyczny. Obok nich występują również różnego rodzaju drgania konstrukcji szybowca. Typowym przykładem takich drgań są wywołane siłami aerodynamicznymi

samowzbudne drgania konstrukcji szybowca, zwane flatterem. Drgania te mogą mieć różne postaci i dotyczyć różnych elementów konstrukcji, przy czym możliwe jest zarówno drganie jednego elementu konstrukcji, jak i kilku jednocześnie.

Do najbardziej typowych postaci drgań należy skręcanie skrzydła z równoczesnym zginaniem lub wychylaniem się lotki, wychylanie się steru kierunku i zginanie kadłuba itd. Konstruktor ma możność zapobiegania flatterowi przez odpowiedni dobór sztywności konstrukcji i położenia środków ciężkości poszczególnych elementów szybowca. Czasami jest to połączone z koniecznością umieszczania specjalnych przeciwciężarów, które z punktu widzenia lekkości konstrukcji są oczywiście niepożądane. Niekiedy bywa jednak i tak, że mimo różnych zabiegów nie udaje się prędkości krytycznej flatteru uczynić dostatecznie dużą i w rezultacie ona decyduje o dopuszczalnej prędkości lotu.

Sygnałem ostrzegawczym dla pilota, świadczącym o tym, że zbliża się do krytycznej prędkości flatteru jest fakt, że wywołane jakimś podmuchem lub brutalnym sterowaniem drgania jakiegoś elementu szybowca zanikają powoli. W przypadku obserwacji takiego zjawiska pilot powinien spokojnie, lecz zdecydowanie zmniejszyć prędkość lotu, zwłoka może bowiem doprowadzić do zbyt dużego wzrostu amplitud drgań, któremu czasami nie można już przeciwdziałać.

Flatter nie ma oczywiście nic wspólnego z różnymi typami drgań, występujących np. przy locie w strugach za samolotem holującym.

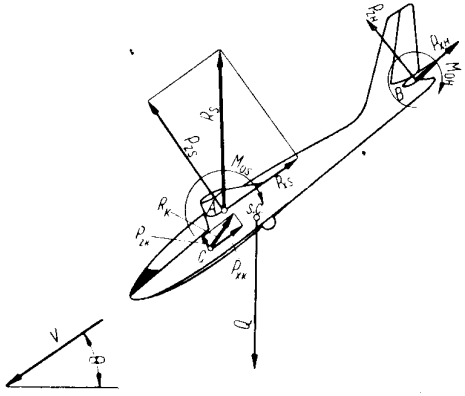
10. STATECZNOŚĆ I STEROWNOŚĆ SZYBOWCA

RÓWNOWAGA MOMENTÓW PODŁUŻNYCH

Powróćmy do zagadnienia lotu ślizgowego szybowca. Na rysunku 61 przedstawione są główne siły działające w ustalonym locie ślizgowym na szybowiec, a ściślej na jego środek ciężkości. W rozdziale 5 zostało powiedziane, że lot szybowca jest ustalony, gdy siły te wzajemnie się równoważą. Takie stwierdzenie pozwala na prostą analizę lotu ślizgowego i prowadzi do otrzymania wyników, których zgodność z doświadczeniem jest dla celów pilotażu zupełnie wystarczająca.

W rzeczywistości jednak, w ustalonym locie ślizgowym działają na szybowiec jeszcze inne siły, których rola i znaczenie zostaną poniżej omówione.

Przede wszystkim przypomnijmy sobie, że linia działania wypadkowej siły aerodynamicznej działającej na skrzydło szybowca na ogół nie przechodzi przez środek ciężkości szybowca. Obok skrzydła, siły aerodyna-

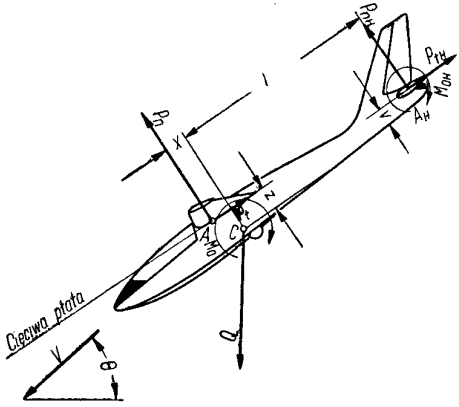


Rys. 90. Rozkład sił i momentów działających na szybowiec w locie ślizgowym

miczne powstają również na innych elementach konstrukcyjnych szybowca, takich jak kadłub, usterzenie itp. Linie działania tych sił na ogół również nie przechodzą przez środek ciężkości szybowca. Można zatem

przyjąć, że w rzeczywistości na szybowiec w ustalonym locie ślizgowym działa układ sił przedstawiony na rysunku 90. Na rysunku tym punkt A oznacza środek aerodynamiczny skrzydła, na które działają: siła wyporu P_{zs}, siła oporu P_{xs}, równoważna im wypadkowa siła aerodynamiczna R_s oraz moment M_{os}; punkt B oznacza środek aerodynamiczny usterzenia wysokości obciążonego siłą nośną P_{zH}, siłą oporu P_{xH} i momentem M_{oH}; punkt C oznacza środek parcia kadłuba, traktowanego łącznie z usterzeniem kierunku, a punkt *s.c.* — środek ciężkości szybowca. W środku parcia kadłuba działa siła wyporu kadłuba P_{zk}, opór P_{xk} i wypadkowa siła aerodynamiczna R_k.

Działające na szybowiec siły można (rozdz. 1) przenieść do dowolnego punktu szybowca pod warunkiem dodania odpowiednich momentów. Przenieśmy w ten sposób do środka aerodynamicznego szybowca*) siłę aerodynamiczną pochodzącą od skrzydeł i kadłuba, a siłę aerodynamiczną



Rys. 91. Rozkład sił i momentów działających na szybowiec w locie ślizgowym po redukcji sił aerodynamicznych do środka aerodynamicznego

pochodzącą od usterzenia wysokości przenieśmy do środka aerodynamicznego usterzenia, po czym wszystkie siły aerodynamiczne rozłóżmy na składowe (rozdz. 3) o kierunkach: równoległym i prostopadłym do cięciwy płata.

W rezultacie otrzymamy układ sił przedstawiony na rysunku 91, na którym punkt C oznacza położenie środka ciężkości szybowca, punkt A — położenie środka aerodynamicznego szybowca, a punkt A_H — położenie środka aerodynamicznego usterzenia wysokości. Wektor P_n oznacza siłę prostopadłą, wektor P_t siłę równoległą do cięciwy płata, pochodzącą od skrzydeł i kadłuba, M_0 oznacza moment pochodzący od skrzydeł i kadłuba, wektory P_{nH} i P_{tH} oznaczają odpowiednio: siłę prostopadłą

*) Środek aerodynamiczny szybowca leży zwykle przed środkiem aerodynamicznym skrzydła o 2÷3% średniej cięciwy aerodynamicznej skrzydła. To przesunięcie wywołane jest głównie obecnością kadłuba.

i równoległą do cięciwy płata działające na usterzenie wysokości, M_{oH} oznacza moment istniejący na usterzeniu wysokości, a wektor Q oznacza ciężar szybowca. Odcinki x, z, l, v oznaczają odległość środka ciężkości szybowca od środków aerodynamicznych szybowca i usterzenia poziomego i są odmierzane równolegle (x, l) lub prostopadle (z, v) do cięciwy płata.

Aby lot ślizgowy był ustalony, zarówno siły, jak i momenty muszą się równoważyć, co prowadzi do następujących równań równowagi:

$$Q\cdot\sin\Theta = P_t+P_{tH} \qquad Q\cdot\cos\Theta = P_n+P_{nH} \tag{27}$$

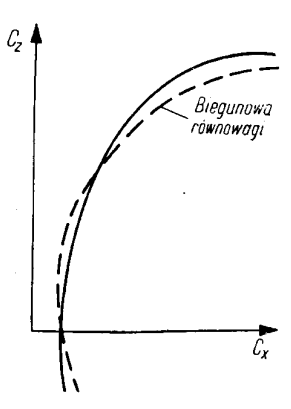
$$M_0+M_{oH}+P_n\cdot x+P_t\cdot z+P_{tH}\cdot v = P_{nH}\cdot l\,;$$

Siłę P_{tH} i moment M_{oH} pochodzące od usterzenia wysokości zwykle pomija się w obliczeniach, gdyż są one bardzo małe w porównaniu z pozostałymi wielkościami. Ponadto, dla niezbyt dużych kątów natarcia, a z takimi mamy zwykle do czynienia w praktyce, można przyjąć, że siły prostopadłe do cięciwy płata równe są siłom wyporu, a siły równoległe do cięciwy płata — siłom oporu, tzn. $P_n \approx P_z$, $P_{nH} \approx P_{zH}$, $P_t \approx P_x$. Po wprowadzeniu tych uproszczeń powyższe równania przybiorą postać:

$$Q\cdot\sin\Theta = P_x \qquad Q\cdot\cos\Theta = P_z+P_{zH}$$

$$M_0+P_z\cdot x+P_x\cdot z = P_{zH}\cdot l \tag{28}$$

Porównując to wyrażenie z podanymi w rozdziale 5 zauważymy, że różnica polega na tym, iż obecnie w drugim równaniu uwzględniliśmy siłę nośną pochodzącą od usterzenia wysokości oraz otrzymaliśmy nowe równanie określające warunek równowagi momentów podłużnych (pochylających). Pilot ma bezpośredni wpływ na wartość siły P_{zH}, bo zależy ona od kąta wychylenia steru wysokości.



Rys. 92. Biegunowa równowagi

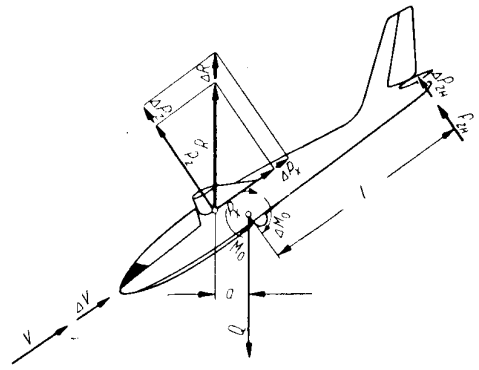
Zmieniając położenie drążka sterowego pilot powoduje zmianę siły nośnej na usterzeniu, co w konsekwencji prowadzi do zmiany stanu lotu. Wartość siły P_{zH} na usterzeniu zależy od stanu lotu i niekiedy osiąga wartość kilkunastu procent siły nośnej istniejącej na skrzydle. W związku z tym czasami przy obliczaniu biegunowej szybowca (rozdz. 5) uwzględnia się siłę nośną istniejącą na usterzeniu wysokości. Taka biegunowa, która uwzględnia siłę P_{zH} nosi nazwę biegunowej równowagi. Schematyczny przebieg biegunowej równowagi w stosunku do biegunowej nie uwzględniającej siły nośnej na usterzeniu wysokości jest przedstawiony na rysunku 92.

Dotychczas rozważaliśmy równowagę momentów podłużnych (pochy-

lających). Zagadnienie równowagi istnieje także w przypadku momentów poprzecznych (przechylających) i kierunkowych (odchylających). Tu jednak sprawa jest znacznie prostsza, gdyż z uwagi na symetrię zewnętrzną kształtów szybowca i odpowiednie wyważenie, równowaga momentów jest zachowana automatycznie. Jedynie w przypadkach szczególnych, np. przy niedomykaniu się hamulców aerodynamicznych na jednym skrzydle, konieczna jest interwencja pilota, który, aby przywrócić równowagę, musi wówczas odpowiednio wychylić lotki lub ster kierunkowy.

STATECZNOŚĆ STATYCZNA PODŁUŻNA

Wyobraźmy sobie, że w ustalonym locie ślizgowym szybowca nastąpiło jakieś zakłócenie, niezależne od woli pilota i np. na skutek podmuchu wzrosła prędkość szybowca względem powietrza o ΔV (rys. 93). W ślad za zmianą prędkości wzrośnie moment o ΔM_0, a siły aerodynamiczne



Rys. 93. Zmiana sił i momentów aerodynamicznych wywołana zmianą prędkości lotu szybowca

o ΔP_z, ΔP_x, ΔR i ΔP_{zH}. (R oznacza wypadkową sił P_z i P_x). Zmiana sił i momentu spowoduje między innymi zakłócenie równowagi momentów, co objawi się w ten sposób, że w pierwszej chwili po wejściu szybowca w podmuch wystąpi tendencja do poderwania do góry maski szybowca, gdyż pojawi się dodatkowy moment zadzierający o wartości

$$\Delta M_1 = \Delta R \cdot a + \Delta M_0 \tag{29}$$

po czym, po dojściu zakłócenia do usterzenia, wystąpi pochylający maskę szybowca w dół moment o wartości

$$\Delta M_2 = \Delta P_{zH} \cdot l \tag{30}$$

Zależnie od tego, który z tych momentów będzie większy, szybowiec będzie nadal zadzierał maskę do góry lub zacznie ją pochylać w dół.

Zachowanie się szybowca bezpośrednio po zakłóceniu stanu lotu określa tzw. stateczność statyczną szybowca.

Podobnie jak równowagę momentów, również stateczność statyczną dzielimy na podłużną, poprzeczną i kierunkową. Obecnie zajmiemy się bliżej statecznością statyczną podłużną.

Szybowiec uważa się za stateczny statycznie podłużnie, gdy po zakłóceniu stanu lotu występuje moment, który stara się przywrócić szybowiec do stanu lotu, jaki był przed zakłóceniem.

Z tego, co powiedzieliśmy o stateczności przy omawianiu rysunku 93 wynika, że warunkiem, aby rozpatrywany szybowiec był stateczny, jest większa wartość momentu ΔM_2 niż momentu ΔM_1 ($\Delta M_2 > \Delta M_1$). Wartość tych momentów zależy od proporcji kształtów szybowca, zwłaszcza od powierzchni usterzenia wysokości i długości kadłuba, a także od chwilowego położenia środka ciężkości szybowca, w miarę bowiem przesuwania środka ciężkości szybowca do tyłu moment, ΔM_1 rośnie, a moment ΔM_2 — maleje (bo ramię x rośnie, a ramię l — maleje) i może okazać się, że szybowiec stateczny w jednym przypadku, w innym może być niestateczny. Na przykład w szybowcach dwumiejscowych pilot siedzący w tylnej kabinie znajduje się w pobliżu środka ciężkości, dlatego też przy jednoosobowej załodze nie jest dozwolone wykonywanie lotów z tylnej kabiny.

Gdy środek ciężkości szybowca znajduje się w takim położeniu, że przyrosty momentów są równe, tzn. $\Delta M_1 = \Delta M_2$, wówczas mówimy, że szybowiec jest statycznie obojętny, a punkt, w którym znajduje się wtedy środek ciężkości szybowca, nazywamy środkiem stateczności obojętnej lub punktem neutralnym. Szybowiec jest więc wtedy stateczny statycznie podłużnie, gdy jego środek ciężkości znajduje się przed punktem neutralnym*). Odległość środka ciężkości szybowca od punktu neutralnego, mierzona równolegle do cięciwy płata nosi nazwę zapasu stateczności statycznej podłużnej i jest podawana w jednostkach długości, np. w centymetrach lub w procentach średniej cięciwy aerodynamicznej skrzydła.

Z punktu widzenia stateczności byłoby pożądane, aby zapas stateczności był jak największy, tzn. aby środek ciężkości szybowca znajdował się możliwie z przodu. Jak przekonamy się o tym przy omawianiu sterowności, zbyt duża stateczność wpływa jednak ujemnie na sterowność szybowca i dlatego zapas stateczności nie przekracza zwykle kilku do kilkunastu procent średniej cięciwy aerodynamicznej skrzydła. Lot na szybowcu niestatecznym jest w zasadzie możliwy, jest on jednak bardzo męczący dla pilota i dlatego niestateczność statyczna jest dopuszczalna tylko

*) Dokładniejsza analiza zagadnienia wykazuje, że położenie punktu neutralnego zależy między innymi od tego, czy lot odbywa się z drążkiem sterowym puszczonym swobodnie, czy też mocno trzymanym przez pilota i dlatego rozróżnia się stateczność z drążkiem trzymanym i puszczonym. Sygnalizując tę sprawę dodamy jeszcze, że w typowych konstrukcjach puszczenie steru nieco pogarsza stateczność, w dalszym ciągu będziemy jednak traktowali łącznie oba rodzaje stateczności.

w szybowcach specjalnych, np. konstruowanych na zawody, w celu pobicia rekordu itp.

Stateczność statyczna kierunkowa określa zdolność szybowca do samoczynnego usuwania przypadkowych odchyleń od kierunku lotu. Zależy ona głównie od skosu skrzydeł, powierzchni usterzenia kierunkowego i długości kadłuba, przy czym rośnie ze wzrostem wymienionych parametrów.

Stateczność statyczna poprzeczna określa zdolność szybowca do samoczynnego usuwania niezależnych od woli pilota przechyleń szybowca. Zasadniczy wpływ na stateczność poprzeczną wywiera wznios skrzydeł, wysokość usterzenia kierunkowego oraz rozpiętość i wznios usterzenia wysokości.

STEROWNOŚĆ SZYBOWCA

Sterownością nazywamy zdolność szybowca do zmian stanu ustalonego lotu pod wpływem zmiany położenia odpowiedniego steru. Zmianę położenia steru określa się albo przez kąt wychylenia steru (lub lotek), albo przez siłę wywieraną na układ sterowania, potrzebną do wychylenia steru (lotek) o określony kąt.

Sterowność, podobnie jak stateczność, dzielimy na podłużną, poprzeczną i kierunkową. Sterowność podłużna jest realizowana za pośrednictwem steru wysokości, poprzeczna — za pośrednictwem lotek, a kierunkowa — za pośrednictwem steru kierunku.

Sterowność jest tym większa*), im większa jest powierzchnia steru (lotki) w porównaniu z powierzchnią innych elementów konstrukcyjnych szybowca, im dalej ster jest położony od środka ciężkości szybowca oraz im mniejsza jest stateczność. Ten ostatni fakt uzależniający wzajemnie stateczność i sterowność powoduje, że np. szybowce akrobacyjne, od których wymaga się dużej sterowności, są znacznie mniej stateczne niż np. szybowce szkolne. Niekiedy, gdy konieczne jest zapewnienie jednocześnie dużej sterowności i stateczności, stosuje się, zwłaszcza na samolotach, urządzenia wspomagające, które wielokrotnie zwiększają siłę wywieraną przez pilota na układ sterowania.

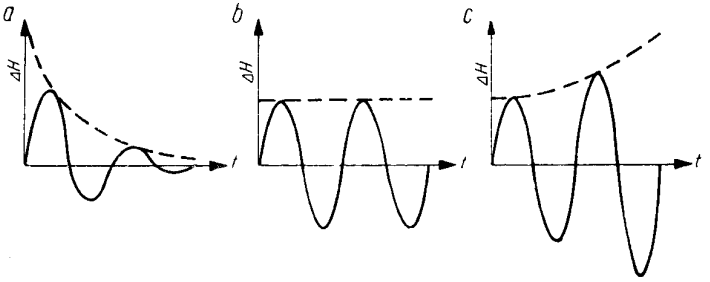
STATECZNOŚĆ DYNAMICZNA

Przy omawianiu stateczności statycznej rozpatrywaliśmy zachowanie się szybowca bezpośrednio po zakłóceniu lotu ustalonego i stwierdziliśmy, że szybowiec jest stateczny statycznie, jeżeli natychmiast po zakłóceniu

*) Z dwóch szybowców większą sterowność ma ten, w którym przy wykonywaniu jakiegoś manewru trzeba o mniejszy kąt wychylić stery, lub użyć mniejszych sił na drążku sterowym i pedałach.

pojawi się tendencja do przywrócenia szybowca do stanu lotu przed zakłóceniem. Jednak jeżeli szybowiec jest stateczny statycznie, to nie oznacza jeszcze, że automatycznie po zakłóceniu wróci on do pierwotnego stanu lotu. Zwykle wskutek bezwładności przekroczy on nieco położenie równowagi w drugą stronę, a wtedy znów pojawi się tendencja do przywrócenia stanu lotu przed zakłóceniem, co pociągnie za sobą ruch w kierunku pierwotnym itd., toteż zwykle dopiero po kilku wahnięciach szybowiec, poddany jednorazowemu zaburzeniu lotu, wraca do stanu lotu przed zakłóceniem.

Może się jednak zdarzyć, że tendencje do przywrócenia równowagi będą na tyle silne, iż same spowodują wzrost amplitudy wahań szybowca. Na rysunku 94 podane są trzy wykresy dotyczące różnych rodzajów



Rys. 94. Rodzaje stateczności dynamicznej szybowca
— szybowiec stateczny, b — szybowiec stateczny obojętnie, c — szybowiec niestateczny

stateczności. Na osi poziomej wykresów odmierzony jest czas, a na osi pionowej — wielkość amplitudy zmian wysokości lotu szybowca po jednorazowym zakłóceniu lotu ustalonego.

Rysunek 94*a* dotyczy szybowca statecznego dynamicznie. W tym przypadku amplituda drgań maleje z upływem czasu i szybowiec wróci do stanu lotu przed zakłóceniem.

Na rysunku 94*b* przedstawiony jest przypadek szybowca o stateczności dynamicznej obojętnej. Tu raz wzbudzona amplituda nie zmienia się w czasie.

Wreszcie rysunek 94*c* dotyczy szybowca niestatecznego dynamicznie. W tym przypadku tendencje do likwidowania zakłócenia są większe niż samo zakłócenie i w rezultacie amplituda drgań szybowca wzrasta.

Stateczność dynamiczną, podobnie jak statyczną, dzielimy na podłużną oraz traktowaną łącznie: poprzeczną i kierunkową, a także na stateczność ze sterem trzymanym i puszczonym.

Stateczność podłużna dotyczy ruchów szybowca polegających na jego pochyleniu oraz na zmianach wysokości lotu szybowca i związanych z tym (zgodnie z zasadą zachowania energii mechanicznej) zmianach prędkości lotu.

Jak widać z przytoczonych przykładów, fakt, że szybowiec jest stateczny statycznie wpływa tylko na to, że po zakłóceniu wystąpi ruch oscylacyjny szybowca, nie oznacza to jednak, że amplituda oscylacji będzie malała w miarę upływu czasu.

Niekiedy, zwłaszcza w przypadku samolotów szybkich, nie udaje się osiągnąć wystarczającej stateczności dynamicznej i wówczas konieczne jest zainstalowanie specjalnych urządzeń, np. „pilota automatycznego"*).

Stateczność poprzeczna i kierunkowa związane są z przechylaniem, „holendrowaniem", „wężykowaniem"**) lub ruchem spiralnym szybowca.

*) Zasadniczym przenaczeniem „pilota automatycznego" jest zastąpienie człowieka w czasie lotu, w zakresie utrzymania prawidłowego położenia samolotu w przestrzeni i zachowania właściwego kierunku lotu. Ponieważ przyrząd ten reaguje szybciej na zmiany położenia samolotu niż przeciętny organizm ludzki, z powodzeniem może być stosowany również do ustateczniania samolotu.

**) Holendrowanie polega na przechylaniu się szybowca z jednoczesnym odchylaniem w tę samą stronę, co przechylanie, przy czym ruchy te odbywają się na przemian w obie strony. Wężykowanie polega na ruchach odchylających w obie strony wokół położenia odpowiadającego stanowi lotu ustalonego.